

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de L'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

Université Mouloud Mammeri De Tizi-Ouzou



Faculté De Génie Electrique Et D'informatique
DEPARTEMENT D'AUTOMATIQUE

**Mémoire de Fin d'Etude
de MASTER ACADEMIQUE**
Domaine : **Sciences et Technologie**
Filière : **Génie Electrique**
Spécialité : **Commande des systèmes.**

Présenté par
BRAKNI Imene
AKKOU Dehbia

Thème

**Reduction de la base de connaissance d'un
controlleur flou : Application à la commande d'un
drone a voilure fixe**

Mémoire soutenu publiquement le 27 /09 / 2017 devant le jury composé de :

M r Mohand ALIBAY
UMMTO, Président

M r Mohand achour TOUAT
M.A.B, UMMTO, Rapporteur

Mme Fadhila BOUDJEMAA
UMMTO, Examinatrice

Mme Karima HOUACINE
UMMTO, Examinatrice

Remerciement

Remerciements

Avant tout nous tenons à remercier nos familles .leur soutiens morale et affectif, ainsi que leur présence nous ont permis de bien mener ce travail. Qu'ils puissent trouver dans ce mémoire toute notre gratitude et notre amour.

Nous tenons a exprimer notre gratitude de notre promoteur Mr. TOUAT, pour l'attention qu'il a porté a la réalisation de ce mémoire, pour ses nombreuses remarques, et corrections, ainsi que pour ses encouragements.

Que les membres du jury trouvent nos remerciements les plus vifs pour avoir accepté d'honorer par leur jugement notre travail.

Nous voudrions remercier également nos enseignants du département d'Automatique pour leur effort, leur patience et toutes les connaissances qu'ils nous ont donné durant ces années.

Ainsi qu'à tous nos amis pour leurs encouragements et leurs soutiens qui se reconnaîtront.

Dédicaces

Dédicaces

Je dédie ce modeste travail à la lumière de ma vie, la source de mon bonheur et de ma joie MA MÈRE

À mon chère PAPA

À mes grand parents, mes oncles, mes tantes, mes cousins

À mes amis et mes proches, et tous ceux qui m'ont aidé à réalisé ce travail.

Dédicaces

Je dédie ce travail :

En particulier a mes parents pour leurs aide et soutient et surtout pour la confiance inconditionnelle qu'ils m'ont toujours accordée, ils m'ont appris que la richesse la plus durable c'est la savoir. Je vous remercie et vous en serai éternellement reconnaissante.

A toute ma famille et mes amis pour leur encouragement et leurs soutiens qui se reconnaîtront.

A. Dehbia

Sommaire

Table de matière

Introduction Générale	1
 Chapitre I : Modélisation de la dynamique du vol pour un drone à voilure fixe	
I.1. Introduction.....	3
I.2. Principe de vol d'un UAV à voilure fixe	3
I.2.1. Les forces de vol	3
I.2.2. les différentes parties constituant un drone à voilure fixe	5
I.2.3. Les surfaces de contrôle et les mouvements qu'ils produisent.....	6
I.3. Modèle dynamique d'un drone a voilure fixe.....	8
I.3.1. Angles d'Euler	9
I.3.2. Modélisation dynamique	10
I.3.3. Forces aérodynamiques d'un profil aérodynamique (les ailes).....	10
I.3.4. Dérivation du modèle en utilisant l'approche de Lagrange-Euler	11
I.4. Modèle final avec approximation de petit angle.....	14
I.5. Conclusion	14
 Chapitre II: Commande par Logique Floue	
II.1. Introduction.....	15
II.2. Aperçu générale de la commande par logique floue.....	15
II.2.1. Présentation.....	15
II.2.2. Définition	16
II.2.3. Ensembles flous.....	16
II.2.4. Propositions floues.....	18
II.2.5. Operateurs flous	20
II.2.6. Règles d'inférences floues	21
II.2.7. Conception d'un contrôleur flou.....	22
II.2.8. Réglage d'un contrôleur flou	26
II.2.9. Types de la Commande à Base de la Logique Floue	27
II.2.10. Les domaines d'applications de la logique floue	28
II.2.11. Les Avantages et les Désavantage des Régulateurs Flous	29
II.3.1. Les avantages.....	29

II.3.2. Les inconvénients.....	29
II.3. Comment remédier aux inconvénients de la commande par logique floue	30
II.4. Réduction de la base de connaissance d'un régulateur flou "Algorithme de YAM"	30
II.6.1. Normalisation de la Somme (SN)	31
II.6.2. Non Négativité (NN)	31
II.6.3. Normalité(NO)	32
II.6.4. Décomposition en Valeurs Singulières.....	33
II.6.5. Application de la méthode pour la réduction de la base de règle floue	38
II.6.6. Exemple N°1	40
II.6.7. Exemple N°2.....	42
II.7. Conclusion	43

Chapitre III : Application de la commande floue à la stabilisation d'un drone

III.1. Introduction.....	45
III.2. Schéma de simulation	46
III.3. Le modèle mathématique utilisé dans la simulation.....	47
III.4. Présentation des résultats	48
III.4.1. Vitesse de l'UAV.....	48
III.4.2. Angle d'attaque	50
III.4.3. Angle de tangage.....	51
III.4.4. Taux de variation du tangage	52
III.4.5. Altitude de l'UAV	53
III.5. Conclusion.....	54

Conclusion générale	55
----------------------------------	-----------

Bibliographie

*Liste des
figures*

Liste des figures

Figure I.1 : les forces qui agissent sur un UAV.....	04
Figure I.2 :les composants d'un UAV a voilure fixe.....	06
Figure I.3 :les mouvement de rotation d'un UAV.....	08
Figure I.4 :Différentes parties d'une aile	11
Figure II.1 : Attributs des ensembles flous.	18
Figure II.2 : Graphe représentant les variable linguistique pour décrire la température..	19
Figure II.3 : structure générale d'un contrôleur flou.....	23
Figure III.1 : Simulation Simulink de l'UAV en utilisant le régulateur flou.	46
Figure III.2 : La vitesse de l'UAV en utilisant le contrôleur flou de 11MFs.	48
Figure III.3 : La vitesse de l'UAV en utilisant le contrôleur flou de 3MFs.	49
Figure III.4 : L'angle d'attaque de l'UAV en utilisant le contrôleur flou de 11MFs.	50
Figure III.5 : L'angle d'attaque de l'UAV en utilisant le contrôleur flou de 3MFs.	50
Figure III.6 : L'angle de tangage de l'UAV en utilisant le contrôleur flou de 11MFs.	51
Figure III.7 : L'angle de tangage de l'UAV en utilisant le contrôleur flou de 3MFs.	51
Figure III.8 : pitch rate de l'UAV en utilisant le contrôleur flou de 11MFs.	52
Figure III.9 : pitch rate de l'UAV en utilisant le contrôleur flou de 3MFs.	52
Figure III.10 : L'altitude de l'UAV en utilisant le contrôleur flou de 11MFs.	53
Figure III.11 : L'altitude de l'UAV en utilisant le contrôleur flou de 3MFs.	53

*Liste des
Tableaux*

Tableau II.1: Les différents opérateurs de ZADEH	21
Tableau II.2 : base de règle originale.....	41
Tableau II.3 : base de règle réduite.....	42
Tableau II.4 : La base de règle originale (2).....	43
Tableau II.5 : La base de règles réduites (2).....	43

Acronymes

Acronymes

UAV: Unmanned Aerial Vehicle.

DDL: Degré de liberté.

CF: Contrôleur Flou.

MFs: Fonctions d'appartenance (Membership function) .

COG: Center Of Gravity.

SVD: Singular value decomposition(Décomposition en valeur singulière.)

SN: Normalisation de la Somme.

NN: Non Négativité.

NO : Normalité.

PSG: Produit de somme de gravité

FLC : Contrôleur adaptatif par logique flou (Fuzzy logic controlor)

Notations

Notations

$\mathbf{E} = \{\mathbf{E}_x, \mathbf{E}_y, \mathbf{E}_z\}$: Repère fixe lié à la terre

$\mathbf{B} = \{\mathbf{B}_x, \mathbf{B}_y, \mathbf{B}_z\}$: Repère mobile lié au centre de gravité

\mathbf{T} : Matrice de transformation

\mathbf{R} : Matrice de rotation

ζ : Vecteur de position

φ : Angle de roulis

θ : Angle de tangage

ψ : Angle de lacet

ρ : La densité du fluide (air)

\mathcal{S} : La surface de l'aile

v : Vitesse de vole (par rapport au fluide)

C_l : Coefficient de portance

C_d : Coefficient de trainée

C_m : Coefficient du moment

F_l : La force de portance

F_d : La force de trainée

m : Le poids du drone

g : L'accélération de la pesanteur

x : La poussée de l'hélice agissant dans la direction.

J : Matrice d'inertie symétrique

w_x, w_y, w_z : Sont les vitesses de rotation

q_i : Coordonnées généralisées $q_i = [x \ y \ z \ \varphi \ \theta \ \psi]^T$

f_i : Forces généralisées donné par des forces non conservative

T : Énergie cinétique totale

V : Énergie potentielle totale

α :L'angle d'attaque

R : La matrice de Rotation de l'objet mobile;

ζ : Le vecteur de position .

p, q, r : Taux angulaires corporels

U_1 :Tension sur le moteur

U_2 : La déviation de l'aileron gauche,

U_3 : La déviation de l'aileron droit, la

U_4 : La déviation de queue gauche

U_5 : La déviation de la queue droite.

X : Ensemble de référence(univers du discours)

X_A : Fonction caractéristique

$\mu_E(x)$: Le degré d'appartenance de l'élément

H_A :La hauteur de A

N_A : Le noyau de A

S_A :Le support de A

$T(V)$:Termes linguistiques

\mathcal{V} : Une valeur particulière

$V(p)$: Valeur de vérité

$\mu_{\bar{E}}(x)$:La fonction d'appartenance de l'opérateur NON.

$\overline{\text{sum}}(F)$: La colonne des vecteurs obtenue par la somme des éléments de chaque ligne de la matrice F

: Matrice de la base de règles

Σ : Matrice des valeurs singulières

U : Matrice orthogonale de dimension $n_a \times n_a$

V : Matrice orthogonale de dimension $n_b \times n_b$

$n^{(r)}$: Le nombre de valeurs singulières a conservé

n_{SVD} : Le nombre maximum de valeur singulière non nul

$U^{(r)}$: Contient les $n^{(r)}$ colonnes de U a conservé

$\Sigma^{(r)}$: Contient les $n^{(r)}$ colonnes de Σ a conservé

$V^{(r)}$: Contient les $n^{(r)}$ colonnes de V a conservé

$U^{(d)}$: Contient les $n^{(d)}$ colonnes de U (les colonnes qui ne sont pas conservé)

$V^{(r)}$: Contient les $n^{(d)}$ colonnes de V (les colonnes qui ne sont pas conservé)

a : Matrice de dimension $n^{(r)} \times n^{(r)}$

$S_a^{[i]}$: Caractérise la colonne supplémentaire pour compléter la matrice $U^{(r)}$ afin d'atteindre la condition SN

n_{row} : Nombre de ligne de la matrice S

n_{col} : Nombre de colonnes de la matrice S

ζ_{min} : Assure une mise à l'échelle correcte pour générer des valeurs positives pour toutes les entrées.

S : Matrice de dimension $n_{row} \times n_{row}$

S : Matrice de dimension $n_{row} \times n_{col}$ satisfaisant la condition SN

\tilde{U} : Matrice de n_a par $n^{(r)}$ satisfait les conditions SN et NN

\tilde{V} : Matrice de n_b par $n^{(r)}$ satisfait les conditions SN et NN

\bar{R} : Matrice de la nouvelle base de regles

E_{red} : L'erreur d'approximation

σ_i : La i^{eme} valeur singulier dans Σ

$f_i(\mathbf{x})$: Fonction de variables x

$\bar{f}_j(\mathbf{x})$: Fonction de variables x

F : Matrice de m lignes et q colonnes

$\bar{r}_{i,j}$: Conséquence de chaque règle de la nouvelle base

$r_{i,j}$: Conséquence de chaque règle de la base original

Introduction
générale

L'homme domestiqua le feu. il inventa la roue, l'agriculture, l'écriture, la boussole... Puis il se demanda s'il peut risquer de voler ? .Jusqu'au début du XVII^e siècle l'Homme imagine – d'une manière plus ou moins réaliste – ce que pourrait être une machine volante. Puis à partir de la fin du XVIII^e siècle, cette période voit le début de la conquête de l'air avec le développement de l'aérostation et de nombreuses tentatives de vol plané. Au début du XX^e siècle il a réussi à inventer un véhicule aérien sans humain à bord.

Les drones ou UAV (Unmanned Aerial Vehicles) sont des engins volants sans pilote capables de mener à bien une mission de façon autonome [1] ou en mode téléguidé. En effet, ils sont bien adaptés pour la réalisation de missions qui mettraient potentiellement un équipage en danger ou qui nécessitent une présence permanente sur une zone déterminée. Les applications civiles des drones se généralisent de plus en plus dans des domaines tels que la surveillance du trafic routier, la prévention des feux de forêts, la récolte de données météorologiques ou bien encore l'inspection d'ouvrages d'art.

Quelle que soit la méthodologie suivie dans le processus de la conception d'un drone, la phase d'étude et de construction d'un modèle mathématique qui représente fidèlement le fonctionnement du système, sur la base des lois fondamentales de la physique et de l'aérodynamique, est la plus importante et la plus laborieuse.

La modélisation d'un drone n'est pas une tâche aisée, cela s'explique par la complexité et le nombre importants d'effets agissant sur le système comme les effets aérodynamiques, la force de gravité, les frottements, etc. Tous ces effets font que notre système est fortement non linéaire, rajoutée à ça une forte interaction entre les états et nous obtenons un système difficile à modéliser [2].

Vue la difficulté de trouver un modèle mathématique fiable, la commande floue constitue une alternative au contrôle de ces appareils, ce type de régulation est non linéaire et se base sur les connaissances de l'expert qui réalise la commande. Le principe de cette régulation repose sur le choix de fonctions d'appartenances et de règles régissant le comportement du système.

Néanmoins, la conception d'un régulateur flou nécessite une connaissance parfaite du fonctionnement du système. La base de données (règles) floue augmente avec le nombre de fonction d'appartenance, cela augmente aussi le temps de calcul de la commande pour cette raison, il est préférable d'avoir une base de règles réduite.

Plusieurs méthodes de réduction de la base de règles existent et parmi ces méthodes l'algorithme de YAM. cet algorithme permet de réduire cette base tout en gardant les mêmes performances ou alors le système devient plus performant et cela se fait par la décomposition de la matrice de conséquences en valeurs singulières.

Etant donné que la répartition des fonctions d'appartenance se fait sur un univers de discours normalisé [-1 1], des facteurs d'échelles en été choisies par tâtonnement que se soit pour les entrées ou les sorties.

Ce mémoire s'articule autour de trois chapitres :

Dans le premier chapitre nous présenterons une modélisation mathématique du drone, qui consistera en une description de ce système et de son principe de vol puis nous développerons les différentes équations qui régissent ce système pour proposer enfin un modèle d'état en vue de réalisation d'une simulation de ce système sous Matlab.

Le second chapitre est consacré à la logique floue et son principe en proposant une brève présentation de la logique floue, des fonctions d'appartenances, des règles floues et de la structure de contrôle choisie qui est de type Mamdani. Puis nous proposerons une commande à l'aide de contrôleur flous qui aura pour but de commander et de stabiliser un drone a voilure fixe, nous présenterons après l'algorithme de YAM qui sert a réduire le nombre de fonctions d'appartenances ainsi réduire le nombre de règles floues.

Le troisième chapitre exposera l'application de la commande floue à la stabilisation d'un drone. Nous présenterons la synthèse de la commande floue pour un drone, le schéma de simulation et la présentation des différents résultats de simulation obtenus en utilisant le contrôleur flou original et le contrôleur flou réduit.

Enfin nous concluons par une conclusion générale et des perspectives de notre travail.

Chapitre I

*Modélisation de la
dynamique du vol d'un
drone a voilure fixe*

I.1. Introduction

Ce chapitre est consacré à la modélisation dynamique en vue de la commande de vole d'un (UAV), nous nous intéresserons à la description de ce système, sa structure générale et son principe de vol. Nous mettons en évidence le modèle d'état adapté à ce système.

Pour résoudre le problème de la conception d'un contrôleur de vol autonome pour un petit UAV à voilure fixe, il faut d'abord établir un modèle dynamique non linéaire du véhicule. Contrairement aux systèmes de transport au sol, dont le mouvement est principalement régi par des apports propulsifs, les avions s'appuient sur des forces aérodynamiques difficiles à modéliser car elles dépendent de nombreuses conditions d'utilisation. En conséquence, le développement de dispositifs aériens d'exploitation autonomes est un problème difficile qui nécessite une attention particulière. Le présent chapitre commence par l'introduction des principes de base du vol. Ensuite, la dérivation des équations de mouvement de l'avion est décrite afin de formuler le problème d'un point de vue commande [3].

I.2. Principe de vol d'un UAV à voilure fixe

La conception d'un contrôleur de vol efficace pour un UAV autonome commence par une bonne compréhension des principes de la théorie des vols. Un manque de connaissances sur l'aérodynamique peut provoquer des commandes d'entrée inappropriées lorsque l'avion fonctionne à la limite de ses performances. Pour cette raison, l'objectif de cette section est de fournir un aperçu de base de la mécanique du vol[3].

I.2.1. Les forces de vol

Les principes fondamentaux de l'aérodynamique impliquent l'interaction entre un objet solide et l'air qui circule autour du corps de cet objet en maintenant le contact en tous points. Compte tenu du cas d'un avion en vol, les variations de pression le long de ses composants, causées par le contact physique avec l'air, génèrent une force aérodynamique qui agit à travers le centre de pression. Cette force peut être résolue en une composante normale à la direction de l'écoulement de l'air qui s'appelle portance (lift), et une composante le long de la direction de l'écoulement de l'air qui s'appelle trainée (drag).

La portance est toujours une force ascendante perpendiculaire à la direction du vol et dépend de plusieurs variables. De même, la trainée est une force arrière très sensible à de

nombreux facteurs et sa principale source est le frottement entre l'air et la surface de l'avion. Il y a deux autres forces qui agissent sur l'avion: la poussée générée par le moteur qui fait avancer l'avion et la force gravitationnelle qui est due au poids de l'avion qui est toujours dirigé vers le centre de la Terre.

Par conséquent, la force de portance est ce qui maintient l'avion dans l'air pour surmonter son poids alors que la force de poussée est ce qui fait avancer l'avion vers l'avant. Lorsque l'avion vole droit sans accélérer, les quatre forces sont en équilibre, la poussée est égale à la traînée et à la portance égale au poids. Ce cas particulier est représenté à la figure I. 1. Les quatre forces affectant le vol d'un avion sont des quantités vectorielles qui signifient qu'elles ont à la fois une grandeur et une direction. La motion de vol dépend exclusivement des paramètres de ces vecteurs et de leur relation. Pour qu'un pilote puisse manœuvrer l'avion, les quatre forces doivent être manipulées avec précision. Par conséquent, comprendre leur nature et posséder des moyens d'ajuster leur direction et leur grandeur est nécessaire afin d'assurer un contrôle précis de l'avion [3].

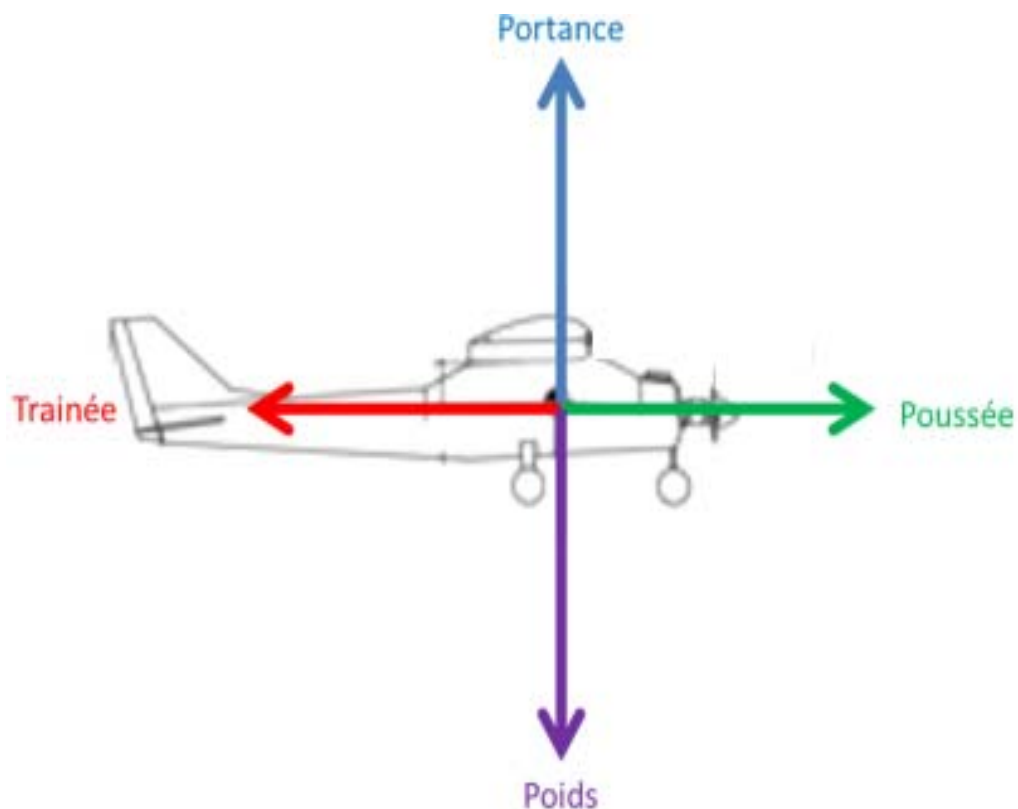


Figure I.1 : les forces qui agissent sur un UAV

I.2.2. Les différentes parties constituant un drone à voilure fixe

Les avions peuvent avoir plusieurs configurations et tailles, mais tous fonctionnent selon le même principe, à savoir manipuler les forces de vol. Par conséquent, tout véhicule capable de fournir ces forces de vol est considéré comme un avion, quelle que soit sa forme. Mais, puisque le sujet de ce mémoire est un UAV à voilure fixe, introduisons les composants d'un avion de forme conventionnelle. Un avion comprend un système de propulsion et de nombreuses formes aérodynamiques qui peuvent être fixes ou flexible. Le système de propulsion ou le moteur est utilisé pour alimenter le véhicule. Les formes aérodynamiques fixes fournissent la force de portance et la stabilité de l'avion et elles sont représentées par: le fuselage, ailes et stabilisateurs de queue. En ce qui concerne les formes aérodynamiques flexibles, elles sont communément appelées surfaces de contrôle et elles sont divisées en gouverne de profondeur, ailerons et gouverne de direction, voir la figure I.2. Dans certains avions, il existe des parties supplémentaires pour faire varier l'aérodynamique de l'aile, la plupart étant des dispositifs de levage tels que volets et lattes. En outre, des spoilers peuvent être utilisés pour briser le flux d'air sur l'aile ou les ailettes pour réduire la traînée. Les composants fixes d'un avion sont listés ci-dessous [3]:

a. Le système de propulsion: est le composant qui génère la force de poussée nécessaire pour déplacer l'avion vers l'avant. L'hélice et les moteurs à réaction produisent une poussée en jetant l'air vers l'arrière. En manipulant la puissance du moteur, nous pouvons contrôler l'amplitude de la force résultante tandis que sa direction est fixée le long de l'axe longitudinal de l'avion.

b. Le fuselage: est le composant d'avion qui relie toutes les pièces. Il a une forme aérodynamique afin de réduire la force de traînée qui en résulte. En outre, une petite proportion de portance produite provient du fuselage.

c. Les ailes: produisent la quantité de portance la plus importante qui est la force qui rend possible le vol des véhicules plus lourds que l'air.

d. Le stabilisateur horizontal: est une petite aile horizontale située à la queue de l'avion utilisé pour éviter tout mouvement indésirable.

e. Stabilisateur vertical: est une petite aile verticale située à la queue de l'avion utilisée pour éviter les mouvements latéraux.

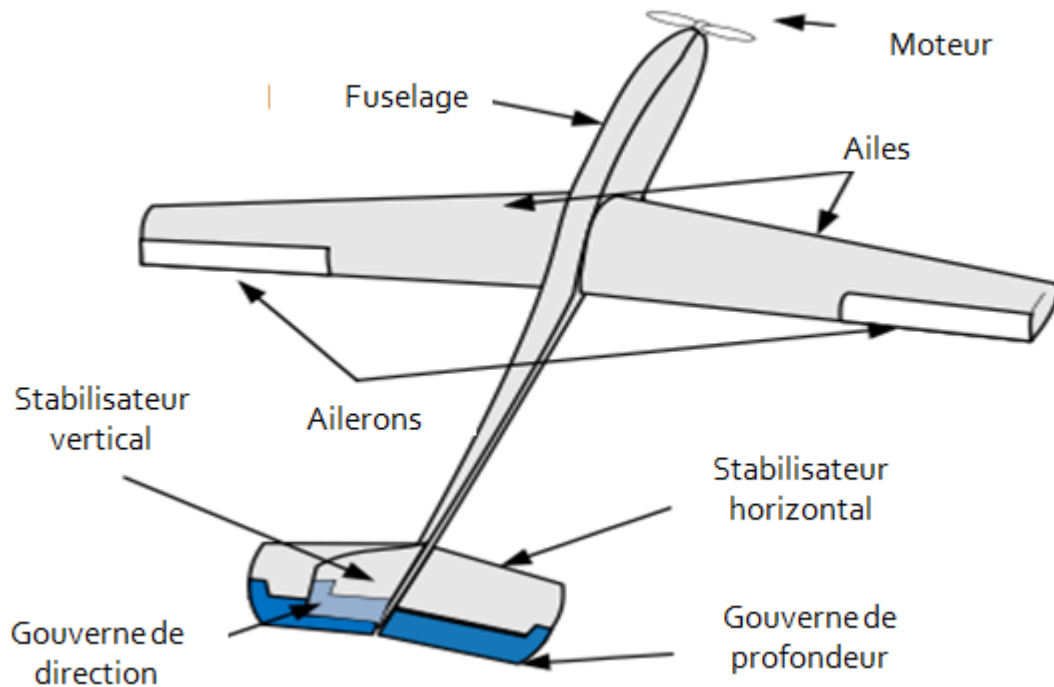


Figure I.2 :les composants d'un UAV a voilure fixe

Les surfaces de contrôle aérodynamique sont des parties des ailes (y compris les stabilisateurs de la queue) qui peuvent modifier le flux d'air sur ces emplacements particuliers de l'avion de manière très spécifique. En fait, ils agissent en modifiant les formes des ailes et, par conséquent, leurs cambres. Il en résulte une différence de pression souhaitée produisant une force contrôlée [3].

I.2.3. Les surfaces de contrôle et les mouvements qu'ils produisent

Afin de contrôler les robots aériens à 6 DDL (6 degrés de libertés), il est possible d'agir sur 4 commandes: l'altitude, les ailerons, les gouvernails de direction et la manette des gaz du moteur.

a. Les ailerons: sont des sections flexibles placées hors-bord vers les extrémités d'ailes qui fonctionnent habituellement en opposition: une est déviée vers le haut et l'autre vers le bas. Ils fonctionnent de la même manière que la gouverne de profondeur. Comme ils sont déviés, les ailerons varient, ce qui entraîne une élévation accrue sur une aile et une élévation réduite de l'autre.

Le mouvement résultant de l'avion est une rotation autour de son axe longitudinal connu sous le nom **de roulis**.

b. Gouverne de profondeur: est une surface à charnière reliée au stabilisateur horizontal qui sert à contrôler le mouvement vertical de l'avion. Lorsque la gouverne de profondeur est déviée vers le bas, l'aile de la queue horizontale produit une force d'élévation accrue qui augmente la pression sur la queue de l'avion par rapport au nez et, par conséquent, l'avion descend. Une déviation vers le haut de l'empennage de profondeur crée un effet opposé, ce qui fait que l'avion monte. Par conséquent, l'empennage de profondeur contrôle le mouvement de l'avion autour de l'axe de direction qui est connu sous le nom de **mouvement de tangage**.

c. Gouverne de direction est une partie flexible placée à l'arrière du stabilisateur vertical qui fait que l'avion se déplace d'un côté à l'autre. En déviant le gouvernail, on peut manipuler la quantité de force produite par l'aile verticale et, par conséquent, l'avion fait un mouvement autour de l'axe vertical connu sous le nom de **lacet**.

d. Mouvement vertical: le véhicule ne peut planer que si toute la force de portance porte exclusivement sur l'axe Z avec une intensité exactement opposée à la force de pesanteur [3].

e. Translations sur l'axe X: pour réaliser une translation sur l'axe X, nous devons réaliser une rotation autour de l'axe Y comme expliqué précédemment tout en respectant les conditions nécessaires pour ne pas avoir de rotation de Lacet.

f. Translations sur l'axe Y: pour réaliser une translation sur l'axe Y, nous devons réaliser une rotation autour de l'axe X tout en respectant les conditions citées précédemment pour ne pas avoir de rotation de Lacet.

Contrairement au mouvement de tangage, les mouvements de roulis et de lacet ne sont pas purs, c'est-à-dire le gouvernail et les déviations d'ailerons excitent à la fois les mouvements de lacet et de roulis. Lorsque l'avion fait un mouvement de roulis, l'aileron abaissé a plus de traînée que l'aileron ascendant et cela entraîne un mouvement de lacet défavorable. Par conséquent, le gouvernail est principalement utilisé pour maintenir le nez de l'avion dans la direction du vol, afin d'obtenir un vol coordonné [3].

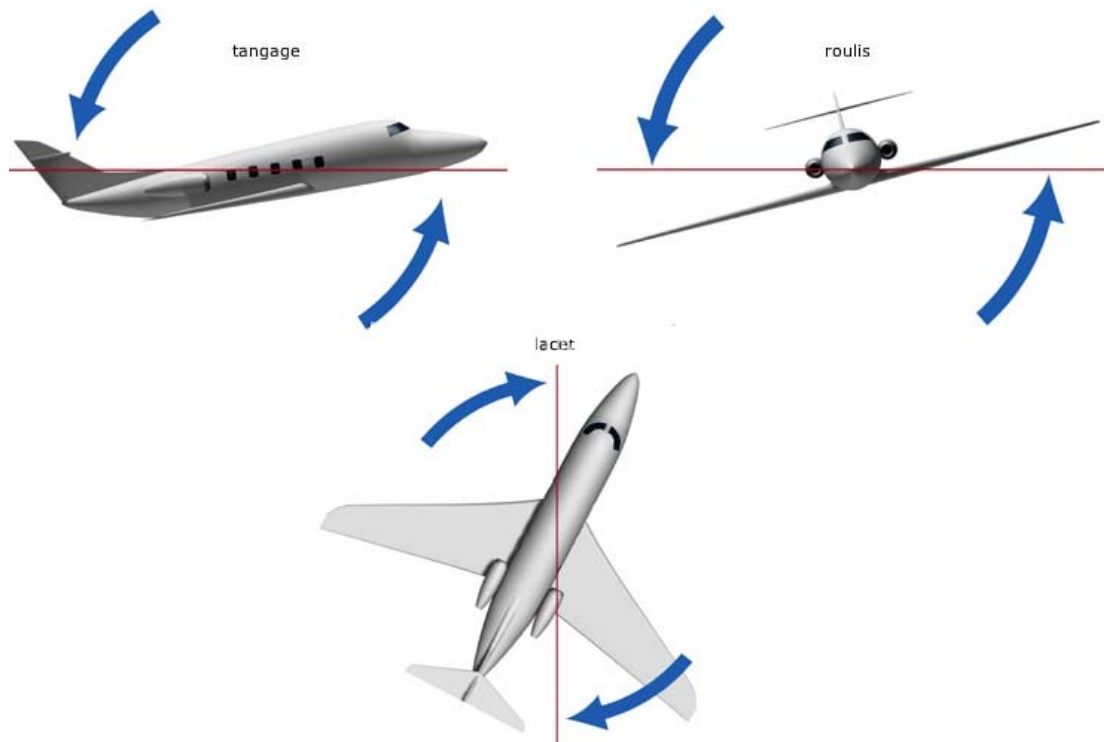


Figure I.3 :les mouvement de rotation d'un UAV

I.3. Modèle dynamique d'un drone a voilure fixe

La modélisation des robots volant est une tache délicate puisque la dynamique du système est fortement non linéaire et très couplée. Pour réaliser cette tâche plusieurs hypothèses ont été proposées dans la littérature tels que [4] :

- L'avion est considéré comme un corps rigide associé aux forces aérodynamiques générées par les ailes.
- Le centre de masse et l'origine du repère fixe du corps coïncident.
- La force de traînée du fuselage est négligée.
- La vitesse du vent dans le repère de la Terre est mise à zéro pour que le vent relatif sur le repère du corps ne soit dû qu'à la vitesse de l'avion.
- Le vent relatif induit par la rotation de l'avion est négligé.

Pour évaluer le modèle mathématique du drone nous définissons deux repères, un repère fixe lié à la terre $E = \{E_x, E_y, E_z\}$ et un repère mobile lié au centre de gravité du drone $B = \{B_x, B_y, B_z\}$.

Le passage entre le repère mobile et le repère fixe est donné par une matrice dite matrice de transformation T qui contient l'orientation et la position de repère mobile par rapport au repère fixe.

$$T = \begin{bmatrix} R & \zeta \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{I.1}$$

Avec :

R la matrice de Rotation de l'objet mobile;

$\zeta = [x \ y \ z]^T$ le vecteur de position .

Pour déterminer les éléments de la matrice de rotation R, on utilise les angles d'Euler.

I.3.1. Angles d'Euler

Au début le repère mobile coïncide avec le repère fixe, celui-ci effectue trois mouvements de rotation, une rotation autour de l'axe X avec un angle de Roulis φ , une autre rotation autour de l'axe Y avec un angle de Tangage θ , et enfin une rotation autour de l'axe Z avec un angle de Lacet ψ .

Nous posant que $(-\frac{\pi}{8} < \varphi < \frac{\pi}{8})$, $(-\frac{\pi}{8} < \theta < \frac{\pi}{8})$, $(-\pi < \psi < \pi)$

Nous obtenons R comme suit [4] :

$$R = Rot_Z(\Psi).Rot_Y(\theta).Rot_X(\varphi) = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & -\sin(\psi) & 0 \\ \sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & \sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\varphi) & -\sin(\varphi) \\ 0 & \sin(\varphi) & \cos(\varphi) \end{bmatrix}$$

$$R = \begin{bmatrix} c(\psi).c(\theta) & s(\varphi).s(\theta).c(\psi) - s(\psi).c(\varphi) & c(\varphi).s(\theta).c(\psi) + s(\psi).s(\varphi) \\ s(\psi).c(\theta) & s(\varphi).s(\theta).s(\psi) + c(\psi).c(\varphi) & c(\varphi).s(\theta).s(\psi) - s(\varphi).c(\psi) \\ -s(\theta) & s(\varphi).c(\theta) & c(\varphi).c(\theta) \end{bmatrix} \tag{I.2}$$

Avec: $c = \cos$ et $s = \sin$.

La variation temporelle des angles $\dot{\varphi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$ est une fonction discontinue. Ainsi, il est différent des taux angulaires corporels p, q, r qui sont physiquement mesurés avec des gyroscopes par exemple.

En général, une unité de mesure inertielle (IMU) est utilisée pour mesurer les rotations du corps et calculer directement les angles ϕ, θ, ψ . Nous pouvons obtenir [5] :

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = R_r \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \tag{I.3}$$

Avec :

$$R_r = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \cos\theta \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \cos\theta \end{bmatrix} \tag{I.4}$$

I.3.2. Modélisation dynamique

Les forces agissant sur l'avion sont principalement [5]:

- Le poids $m \times g$ situé au centre de gravité.
- La poussée de l'hélice agissant dans la direction x.
- Les forces aérodynamiques de chaque partie de l'avion, principalement l'aile et la queue.

I.3.3. Forces aérodynamiques d'un profil aérodynamique (les ailes)

La figure ci-dessous montre la section d'une aile appelée également profil aérodynamique. La corde de l'aile est la ligne entre le bord avant et le bord de fuite, et l'angle entre la vitesse relative et cette corde est l'angle d'attaque (α).

Comme chaque autre solide se déplaçant dans un fluide à une certaine vitesse, on peut représenter la somme de toutes les forces aérodynamiques agissant sur l'aile avec deux forces perpendiculaires: la force de portance F_l et la force de trainée F_d qui sont respectivement perpendiculaires et parallèles au vecteur vitesse [5].

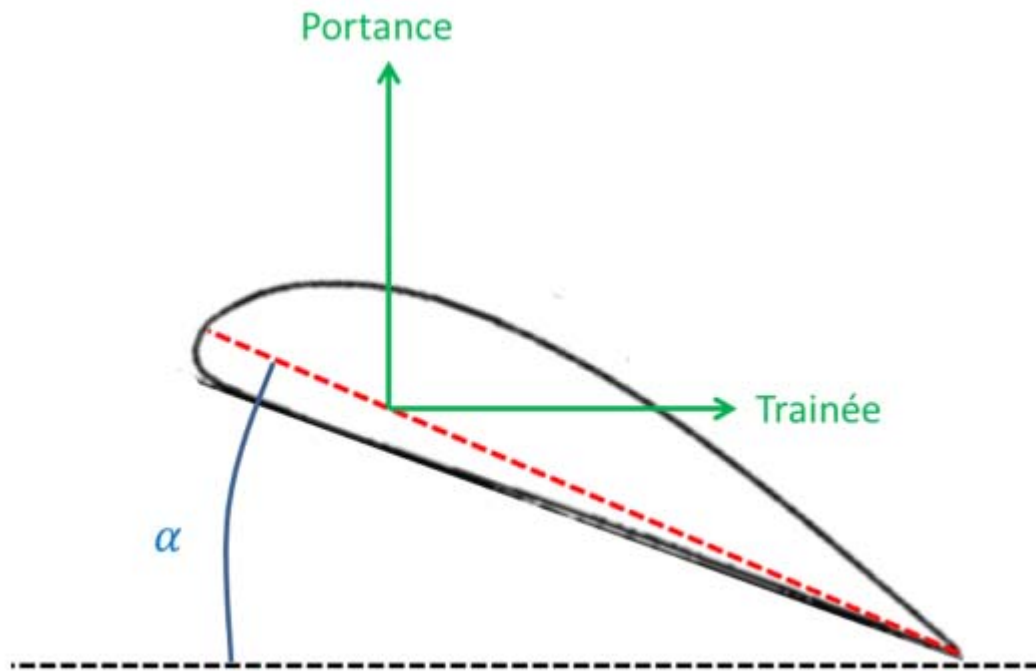


Figure I.4 : les forces qui agissent sur l'ail

I.3.4. Dérivation du modèle en utilisant l'approche de Lagrange-Euler

L'approche Lagrange-Euler est basée sur le concept de l'énergie cinétique et potentielle [5]:

$$\square_i = \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial L}{\partial q_i} \quad (I.5)$$

$$L = T - V \quad (I.6)$$

q_i : Coordonnées généralisées $q_i = [x \ y \ z \ \varphi \ \theta \ \psi]^T$.

\square_i : Forces généralisées donné par des forces non conservative.

T : Énergie cinétique totale.

V : Énergie potentielle totale.

L'énergie cinétique due à la translation est immédiatement:

$$E_{ct} = \frac{1}{2} m \dot{x}^2 + \frac{1}{2} m \dot{y}^2 + \frac{1}{2} m \dot{z}^2 \quad (I.7)$$

Comme nous l'avons indiqué dans l'hypothèse, nous supposons que la matrice d'inertie est diagonale et donc que les produits d'inertie sont nulles. L'énergie cinétique due à la rotation est:

$$E_{cr} = \frac{1}{2} I_{xx} \omega_x^2 + \frac{1}{2} I_{yy} \omega_y^2 + \frac{1}{2} I_{zz} \omega_z^2 \quad (I.8)$$

J : Matrice d'inertie symétrique de dimension (3x3), elle est donnée par :

$$J = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (I.9)$$

Où w_x, w_y, w_z sont les vitesses de rotation qui peuvent être exprimé en fonction du roulis, tangage et lacet ($\dot{\varphi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$)

$$\begin{bmatrix} w_x \\ w_y \\ w_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} - \dot{\psi} \sin \theta \\ \dot{\theta} \cos(\varphi) + \dot{\psi} \sin(\varphi) \cos(\theta) \\ -\dot{\theta} \sin \varphi + \dot{\psi} \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (I.10)$$

Cela conduit a l'énergie cinétique totale :

$$T = 1/2 (m\dot{x}^2 + m\dot{y}^2 + m\dot{z}^2 + I_{xx}w_x^2 + I_{yy}w_y^2 + I_{zz}w_z^2) \quad (I.12)$$

L'énergie potentiel est donné par :

$$V = -mgZ = -mg(-\sin(\theta)x + \sin(\varphi).\cos(\theta)y + \cos(\varphi).\cos(\theta)z) \quad (I.13)$$

Le lagrangien est:

$$L = T - V \quad (I.14)$$

Les équations de mouvement sont données par :

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{x}} \right) - \frac{\partial L}{\partial x} = F_x \quad \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{y}} \right) - \frac{\partial L}{\partial y} = F_y \quad \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{z}} \right) - \frac{\partial L}{\partial z} = F_z \quad (I.15)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\varphi}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \varphi} = \delta_\varphi \quad \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \theta} = \delta_\theta \quad \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\psi}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \psi} = \delta_\psi \quad (I.16)$$

Après calcul, nous obtenons les équations ci-dessus:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{x}} \right) - \frac{\partial L}{\partial x} = m\ddot{x} + mg \sin(\theta) \quad (I.17)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{y}} \right) - \frac{\partial L}{\partial y} = m\ddot{y} - mg \sin(\varphi).\cos(\theta) \quad (I.18)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{z}} \right) - \frac{\partial L}{\partial z} = m\ddot{z} - mg \cos(\varphi) \cos(\theta) \quad (I.19)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\varphi}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \varphi} = I_{xx} \dot{w}_x - (I_{yy} - I_{zz}) w_y w_z \quad (I.20)$$

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \theta} = & -\sin(\varphi) \left(\dot{w}_z I_{zz} - w_x w_y (I_{xx} - I_{yy}) \right) + \\ & + \cos(\varphi) \left(\dot{w}_y I_{yy} - w_x w_z (I_{zz} - I_{xx}) \right) \end{aligned} \quad (I.21)$$

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\psi}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \psi} = & -\sin(\theta) \left(\dot{w}_x I_{xx} - w_y w_z (I_{yy} - I_{zz}) \right) + \\ & + \sin(\varphi) \cdot \cos(\theta) \left(\dot{w}_y I_{yy} - w_x w_z (I_{zz} - I_{xx}) \right) + \\ & + \cos(\varphi) \cos(\theta) \left(\dot{w}_z I_{zz} - w_x w_y (I_{xx} - I_{yy}) \right) \end{aligned} \quad (I.22)$$

Les forces et les moments proviennent de l'aérodynamique :

$$F_{tot} = F_p + \sum_{i=1}^7 F_{li} - F_{di} \quad (I.23)$$

$$M_{tot} = \sum_{i=1}^7 M_i + F_{li} \times r_i - F_{di} \times r_i \quad (I.24)$$

$$\text{Avec: } \begin{cases} F_p = f(\dot{x}, U_1) \\ F_{li} = C_{li} \frac{\rho}{2} S v^2 \\ F_{di} = C_{di} \frac{\rho}{2} S v^2 \\ M_i = C_{mi} \frac{\rho}{2} S v^2 \cdot \text{chord} \end{cases} \quad (I.25)$$

$$\begin{cases} [C_{l1} C_{d1} C_{m1}] = f(\alpha_i, U2) \\ [C_{li} C_{di} C_{mi}] = f(\alpha_i) \quad i = 2,3,4 \\ [C_{l5} C_{d5} C_{m5}] = f(\alpha_i, U3) \\ [C_{l6} C_{d6} C_{m6}] = f(\alpha_i, U4) \\ [C_{l7} C_{d7} C_{m7}] = f(\alpha_i, U5) \end{cases} \quad (I.26)$$

Avec :

ρ : la densité du fluide (air).

S : la surface de l'aile.

v : vitesse de vole (par rapport au fluide).

C_l : Coefficient de portance.

C_d : Coefficient de trainée.

C_m : Coefficient du moment.

U_1 à U_5 sont les entrées de commande: U_1 est la tension sur le moteur et U_2, U_3, U_4, U_5 sont respectivement la déviation de l'aileron gauche, l'aileron droit, la queue gauche et la queue droite.

I.4. Modèle final avec approximation de petit angle

En isolant l'accélération et en appliquant l'approximation de petit angle, où la vitesse de rotation en base solide est égale aux taux d'angles d'Euler, nous obtenons [5]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{x} = \frac{F_{tot,x}}{m} - g \sin(\theta) \\ \ddot{y} = \frac{F_{tot,y}}{m} + g \sin(\varphi) \cos(\theta) \\ \ddot{z} = \frac{F_{tot,z}}{m} + g \cos(\varphi) \cos(\theta) \\ \ddot{\phi} = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \dot{\psi} \dot{\theta} + \frac{M_{tot,x}}{I_{xx}} \\ \ddot{\theta} = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \dot{\phi} \dot{\psi} + \frac{M_{tot,y}}{I_{yy}} \\ \ddot{\psi} = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \dot{\phi} \dot{\theta} + \frac{M_{tot,z}}{I_{zz}} \end{array} \right. \quad \left\{ \begin{array}{l} \ddot{x} = \frac{F_{tot,x}}{m} \\ \ddot{y} = \frac{F_{tot,y}}{m} \\ \ddot{z} = \frac{F_{tot,z}}{m} + g \\ \ddot{\phi} = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \dot{\psi} \dot{\theta} + \frac{M_{tot,x}}{I_{xx}} \\ \ddot{\theta} = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \dot{\phi} \dot{\psi} + \frac{M_{tot,y}}{I_{yy}} \\ \ddot{\psi} = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \dot{\phi} \dot{\theta} + \frac{M_{tot,z}}{I_{zz}} \end{array} \right. \quad (I.29)$$

I.5. Conclusion

Nous avons constaté le long de ce chapitre que la dérivation du modèle mathématique de la dynamique du vole est une tache ardue.

Pour cela nous avons fait quelques approximations et hypothèses, par exemple nous avons omis l'influence de l'atmosphère sur le drone et nous avons uniquement développé le modèle dans une atmosphère calme, puisque notre objectif est la synthèse d'une loi de commande dans de telles conditions.

Chapitre II

*Commande par logique
flou et réduction de la
base de règle*

I.1. Introduction

Ce chapitre est consacré à la modélisation dynamique en vue de la commande de vole d'un (UAV), nous nous intéresserons à la description de ce système, sa structure générale et son principe de vol. Nous mettons en évidence le modèle d'état adapté à ce système.

Pour résoudre le problème de la conception d'un contrôleur de vol autonome pour un petit UAV à voilure fixe, il faut d'abord établir un modèle dynamique non linéaire du véhicule. Contrairement aux systèmes de transport au sol, dont le mouvement est principalement régi par des apports propulsifs, les avions s'appuient sur des forces aérodynamiques difficiles à modéliser car elles dépendent de nombreuses conditions d'utilisation. En conséquence, le développement de dispositifs aériens d'exploitation autonomes est un problème difficile qui nécessite une attention particulière. Le présent chapitre commence par l'introduction des principes de base du vol. Ensuite, la dérivation des équations de mouvement de l'avion est décrite afin de formuler le problème d'un point de vue commande [3].

I.2. Principe de vol d'un UAV à voilure fixe

La conception d'un contrôleur de vol efficace pour un UAV autonome commence par une bonne compréhension des principes de la théorie des vols. Un manque de connaissances sur l'aérodynamique peut provoquer des commandes d'entrée inappropriées lorsque l'avion fonctionne à la limite de ses performances. Pour cette raison, l'objectif de cette section est de fournir un aperçu de base de la mécanique du vol[3].

I.2.1. Les forces de vol

Les principes fondamentaux de l'aérodynamique impliquent l'interaction entre un objet solide et l'air qui circule autour du corps de cet objet en maintenant le contact en tous points. Compte tenu du cas d'un avion en vol, les variations de pression le long de ses composants, causées par le contact physique avec l'air, génèrent une force aérodynamique qui agit à travers le centre de pression. Cette force peut être résolue en une composante normale à la direction de l'écoulement de l'air qui s'appelle portance (lift), et une composante le long de la direction de l'écoulement de l'air qui s'appelle trainée (drag).

La portance est toujours une force ascendante perpendiculaire à la direction du vol et dépend de plusieurs variables. De même, la trainée est une force arrière très sensible à de

nombreux facteurs et sa principale source est le frottement entre l'air et la surface de l'avion. Il y a deux autres forces qui agissent sur l'avion: la poussée générée par le moteur qui fait avancer l'avion et la force gravitationnelle qui est due au poids de l'avion qui est toujours dirigé vers le centre de la Terre.

Par conséquent, la force de portance est ce qui maintient l'avion dans l'air pour surmonter son poids alors que la force de poussée est ce qui fait avancer l'avion vers l'avant. Lorsque l'avion vole droit sans accélérer, les quatre forces sont en équilibre, la poussée est égale à la traînée et à la portance égale au poids. Ce cas particulier est représenté à la figure I. 1. Les quatre forces affectant le vol d'un avion sont des quantités vectorielles qui signifient qu'elles ont à la fois une grandeur et une direction. La motion de vol dépend exclusivement des paramètres de ces vecteurs et de leur relation. Pour qu'un pilote puisse manœuvrer l'avion, les quatre forces doivent être manipulées avec précision. Par conséquent, comprendre leur nature et posséder des moyens d'ajuster leur direction et leur grandeur est nécessaire afin d'assurer un contrôle précis de l'avion [3].

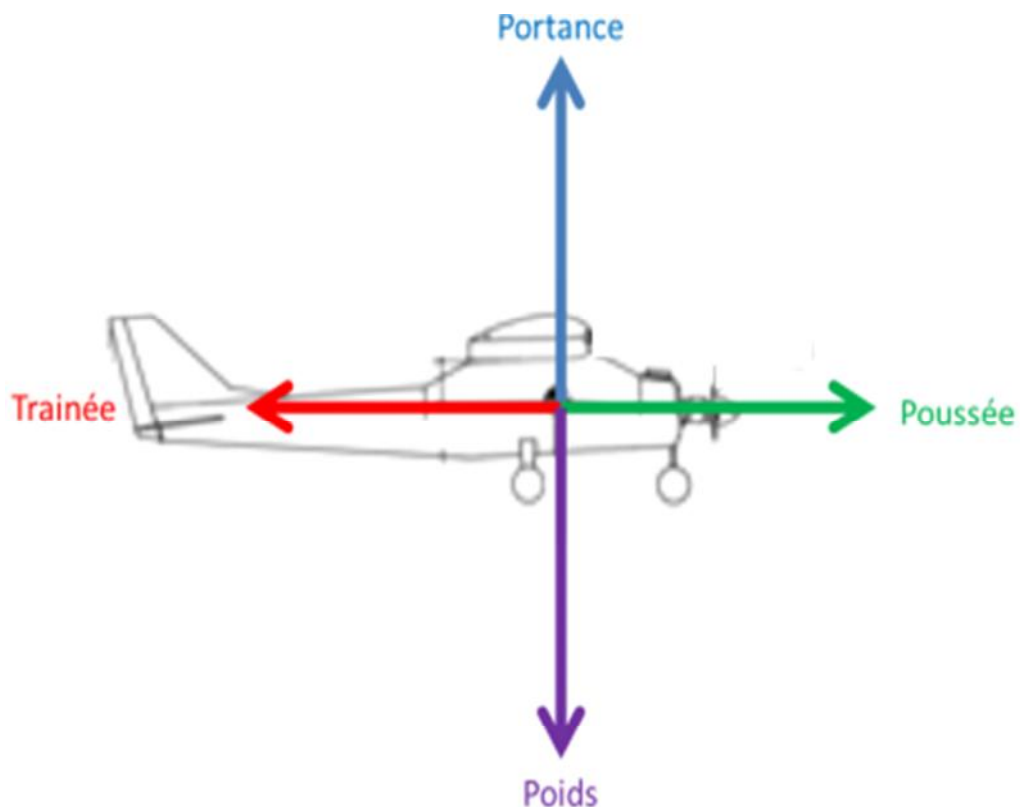


Figure I.1 : les forces qui agissent sur un UAV

I.2.2. Les différentes parties constituant un drone à voilure fixe

Les avions peuvent avoir plusieurs configurations et tailles, mais tous fonctionnent selon le même principe, à savoir manipuler les forces de vol. Par conséquent, tout véhicule capable de fournir ces forces de vol est considéré comme un avion, quelle que soit sa forme. Mais, puisque le sujet de ce mémoire est un UAV à voilure fixe, introduisons les composants d'un avion de forme conventionnelle. Un avion comprend un système de propulsion et de nombreuses formes aérodynamiques qui peuvent être fixes ou flexible. Le système de propulsion ou le moteur est utilisé pour alimenter le véhicule. Les formes aérodynamiques fixes fournissent la force de portance et la stabilité de l'avion et elles sont représentées par: le fuselage, ailes et stabilisateurs de queue. En ce qui concerne les formes aérodynamiques flexibles, elles sont communément appelées surfaces de contrôle et elles sont divisées en gouverne de profondeur, ailerons et gouverne de direction, voir la figure I.2. Dans certains avions, il existe des parties supplémentaires pour faire varier l'aérodynamique de l'aile, la plupart étant des dispositifs de levage tels que volets et lattes. En outre, des spoilers peuvent être utilisés pour briser le flux d'air sur l'aile ou les ailettes pour réduire la traînée. Les composants fixes d'un avion sont listés ci-dessous [3]:

a. Le système de propulsion: est le composant qui génère la force de poussée nécessaire pour déplacer l'avion vers l'avant. L'hélice et les moteurs à réaction produisent une poussée en jetant l'air vers l'arrière. En manipulant la puissance du moteur, nous pouvons contrôler l'amplitude de la force résultante tandis que sa direction est fixée le long de l'axe longitudinal de l'avion.

b. Le fuselage: est le composant d'avion qui relie toutes les pièces. Il a une forme aérodynamique afin de réduire la force de traînée qui en résulte. En outre, une petite proportion de portance produite provient du fuselage.

c. Les ailes: produisent la quantité de portance la plus importante qui est la force qui rend possible le vol des véhicules plus lourds que l'air.

d. Le stabilisateur horizontal: est une petite aile horizontale située à la queue de l'avion utilisé pour éviter tout mouvement indésirable.

e. Stabilisateur vertical: est une petite aile verticale située à la queue de l'avion utilisée pour éviter les mouvements latéraux.

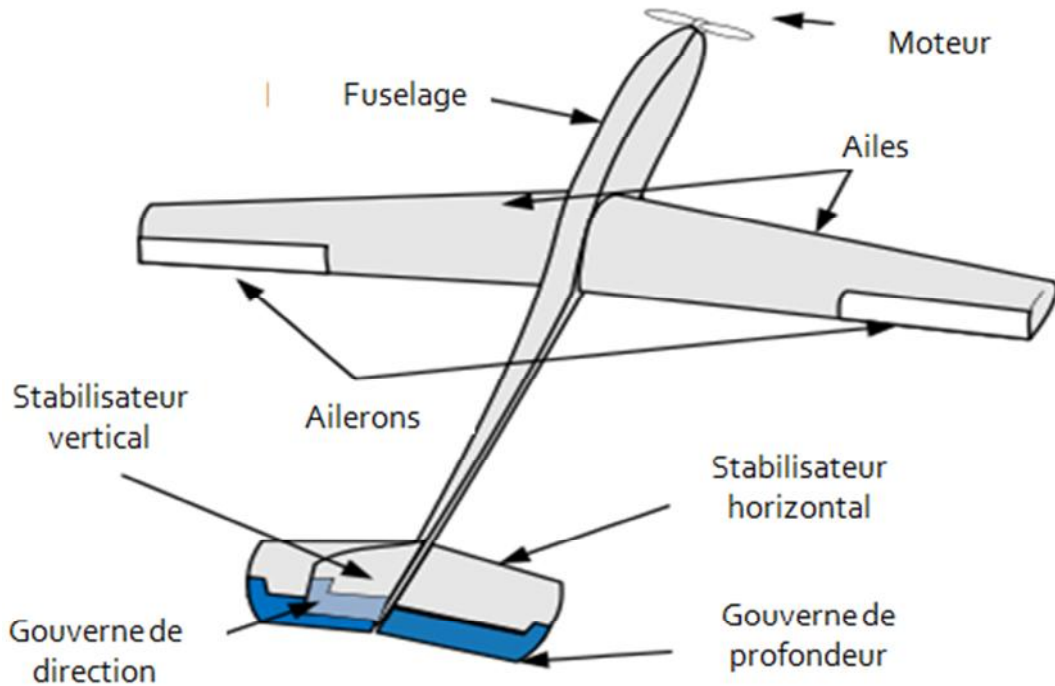


Figure I.2 : les composants d'un UAV à voilure fixe

Les surfaces de contrôle aérodynamique sont des parties des ailes (y compris les stabilisateurs de la queue) qui peuvent modifier le flux d'air sur ces emplacements particuliers de l'avion de manière très spécifique. En fait, ils agissent en modifiant les formes des ailes et, par conséquent, leurs cambres. Il en résulte une différence de pression souhaitée produisant une force contrôlée [3].

I.2.3. Les surfaces de contrôle et les mouvements qu'ils produisent

Afin de contrôler les robots aériens à 6 DDL (6 degrés de libertés), il est possible d'agir sur 4 commandes: l'altitude, les ailerons, les gouvernails de direction et la manette des gaz du moteur.

a. Les ailerons: sont des sections flexibles placées hors-bord vers les extrémités d'ailes qui fonctionnent habituellement en opposition: une est déviée vers le haut et l'autre vers le bas. Ils fonctionnent de la même manière que la gouverne de profondeur. Comme ils sont déviés, les ailerons varient, ce qui entraîne une élévation accrue sur une aile et une élévation réduite de l'autre.

Le mouvement résultant de l'avion est une rotation autour de son axe longitudinal connu sous le nom **de roulis**.

b. Gouverne de profondeur: est une surface à charnière reliée au stabilisateur horizontal qui sert à contrôler le mouvement vertical de l'avion. Lorsque la gouverne de profondeur est déviée vers le bas, l'aile de la queue horizontale produit une force d'élévation accrue qui augmente la pression sur la queue de l'avion par rapport au nez et, par conséquent, l'avion descend. Une déviation vers le haut de l'empennage de profondeur crée un effet opposé, ce qui fait que l'avion monte. Par conséquent, l'empennage de profondeur contrôle le mouvement de l'avion autour de l'axe de direction qui est connu sous le nom de **mouvement de tangage**.

c. Gouverne de direction est une partie flexible placée à l'arrière du stabilisateur vertical qui fait que l'avion se déplace d'un côté à l'autre. En déviant le gouvernail, on peut manipuler la quantité de force produite par l'aile verticale et, par conséquent, l'avion fait un mouvement autour de l'axe vertical connu sous le nom de **lacet**.

d. Mouvement vertical: le véhicule ne peut planer que si toute la force de portance porte exclusivement sur l'axe Z avec une intensité exactement opposée à la force de pesanteur [3].

e. Translations sur l'axe X: pour réaliser une translation sur l'axe X, nous devons réaliser une rotation autour de l'axe Y comme expliqué précédemment tout en respectant les conditions nécessaires pour ne pas avoir de rotation de Lacet.

f. Translations sur l'axe Y: pour réaliser une translation sur l'axe Y, nous devons réaliser une rotation autour de l'axe X tout en respectant les conditions citées précédemment pour ne pas avoir de rotation de Lacet.

Contrairement au mouvement de tangage, les mouvements de roulis et de lacet ne sont pas purs, c'est-à-dire la gouvernail et les déviations d'ailerons excitent à la fois les mouvements de lacet et de roulis. Lorsque l'avion fait un mouvement de roulis, l'aileron abaissé a plus de traînée que l'aileron ascendant et cela entraîne un mouvement de lacet défavorable. Par conséquent, le gouvernail est principalement utilisé pour maintenir le nez de l'avion dans la direction du vol, afin d'obtenir un vol coordonné [3].

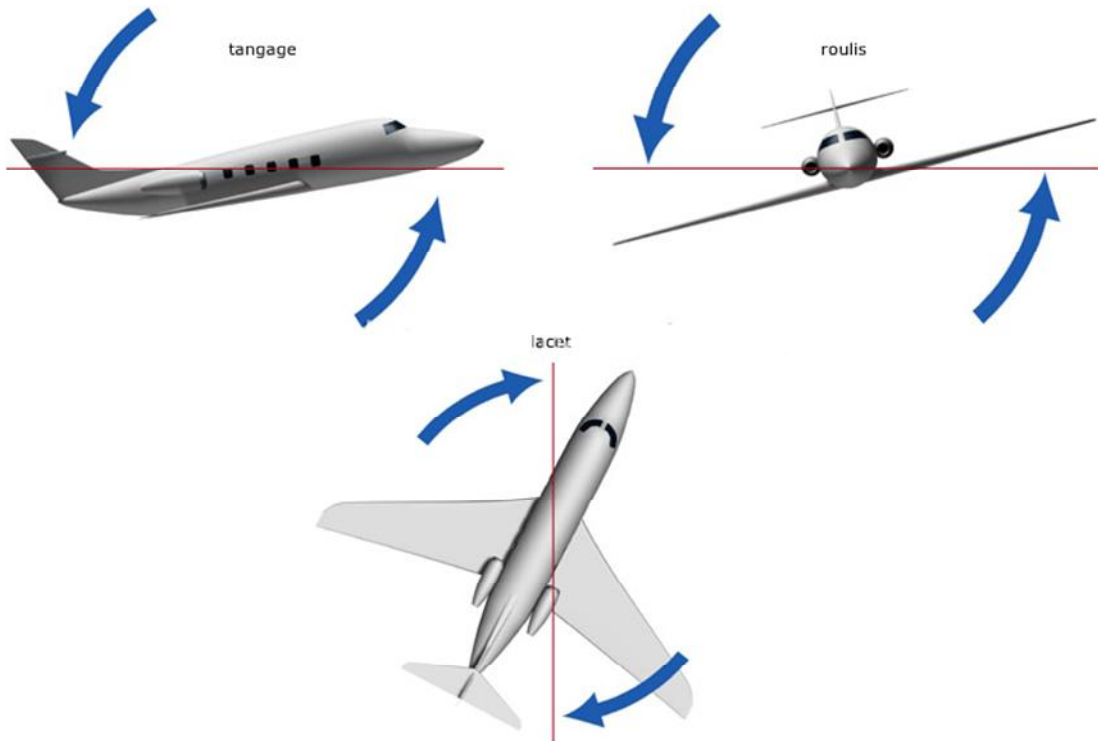


Figure I.3 : les mouvements de rotation d'un UAV

I.3. Modèle dynamique d'un drone à voilure fixe

La modélisation des robots volant est une tâche délicate puisque la dynamique du système est fortement non linéaire et très couplée. Pour réaliser cette tâche plusieurs hypothèses ont été proposées dans la littérature tels que [4] :

- L'avion est considéré comme un corps rigide associé aux forces aérodynamiques générées par les ailes.
- Le centre de masse et l'origine du repère fixe du corps coïncident.
- La force de traînée du fuselage est négligée.
- La vitesse du vent dans le repère de la Terre est mise à zéro pour que le vent relatif sur le repère du corps ne soit dû qu'à la vitesse de l'avion.
- Le vent relatif induit par la rotation de l'avion est négligé.

Pour évaluer le modèle mathématique du drone nous définissons deux repères, un repère fixe lié à la terre $E = \{E_x, E_y, E_z\}$ et un repère mobile lié au centre de gravité du drone $B = \{B_x, B_y, B_z\}$.

Le passage entre le repère mobile et le repère fixe est donné par une matrice dite matrice de transformation T qui contient l'orientation et la position de repère mobile par rapport au repère fixe.

$$T = \begin{bmatrix} R & \zeta \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (I.1)$$

Avec :

R la matrice de Rotation de l'objet mobile;

$\zeta = [x \ y \ z]^T$ le vecteur de position .

Pour déterminer les éléments de la matrice de rotation R, on utilise les angles d'Euler.

I.3.1. Angles d'Euler

Au début le repère mobile coïncide avec le repère fixe, celui-ci effectue trois mouvements de rotation, une rotation autour de l'axe X avec un angle de Roulis φ , une autre rotation autour de l'axe Y avec un angle de Tangage θ , et enfin une rotation autour de l'axe Z avec un angle de Lacet ψ .

Nous posant que $(-\frac{\pi}{8} < \varphi < \frac{\pi}{8})$, $(-\frac{\pi}{8} < \theta < \frac{\pi}{8})$, $(-\pi < \psi < \pi)$

Nous obtenons R comme suit [4] :

$$R = Rot_Z(\psi) \cdot Rot_Y(\theta) \cdot Rot_X(\varphi) =$$

$$\begin{bmatrix} \cos(\psi) & -\sin(\psi) & 0 & \cos(\theta) & 0 & \sin(\theta) & 1 & 0 & 0 \\ \sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & \cos(\varphi) & -\sin(\varphi) \\ 0 & 0 & 1 & -\sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) & 0 & \sin(\varphi) & \cos(\varphi) \end{bmatrix}$$

$$R = \begin{bmatrix} c(\psi) \cdot c(\theta) & s(\varphi) \cdot s(\theta) \cdot c(\psi) - s(\psi) \cdot c(\varphi) & c(\varphi) \cdot s(\theta) \cdot c(\psi) + s(\psi) \cdot s(\varphi) \\ s(\psi) \cdot c(\theta) & s(\varphi) \cdot s(\theta) \cdot s(\psi) + c(\psi) \cdot c(\varphi) & c(\varphi) \cdot s(\theta) \cdot s(\psi) - s(\varphi) \cdot c(\psi) \\ -s(\theta) & s(\varphi) \cdot c(\theta) & c(\varphi) \cdot c(\theta) \end{bmatrix} \quad (I.2)$$

Avec: $c = \cos$ et $s = \sin$.

La variation temporelle des angles $\dot{\varphi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$ est une fonction discontinue. Ainsi, il est différent des taux angulaires corporels p, q, r qui sont physiquement mesurés avec des gyroscopes par exemple.

En général, une unité de mesure inertielle (IMU) est utilisée pour mesurer les rotations du corps et calculer directement les angles $\dot{\varphi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$. Nous pouvons obtenir [5] :

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = R_r \begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (I.3)$$

Avec :

$$R_r = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\varphi & \sin\varphi \cos\theta \\ 0 & -\sin\varphi & \cos\varphi \cos\theta \end{bmatrix} \quad (I.4)$$

I.3.2. Modélisation dynamique

Les forces agissant sur l'avion sont principalement [5]:

- Le poids $m \times g$ situé au centre de gravité.
- La poussée de l'hélice agissant dans la direction x.
- Les forces aérodynamiques de chaque partie de l'avion, principalement l'aile et la queue.

I.3.3. Forces aérodynamiques d'un profil aérodynamique (les ailes)

La figure ci-dessous montre la section d'une aile appelée également profil aérodynamique. La corde de l'aile est la ligne entre le bord avant et le bord de fuite, et l'angle entre la vitesse relative et cette corde est l'angle d'attaque (α).

Comme chaque autre solide se déplaçant dans un fluide à une certaine vitesse, on peut représenter la somme de toutes les forces aérodynamiques agissant sur l'aile avec deux forces perpendiculaires: la force de portance F_l et la force de trainée F_d qui sont respectivement perpendiculaires et parallèles au vecteur vitesse [5].

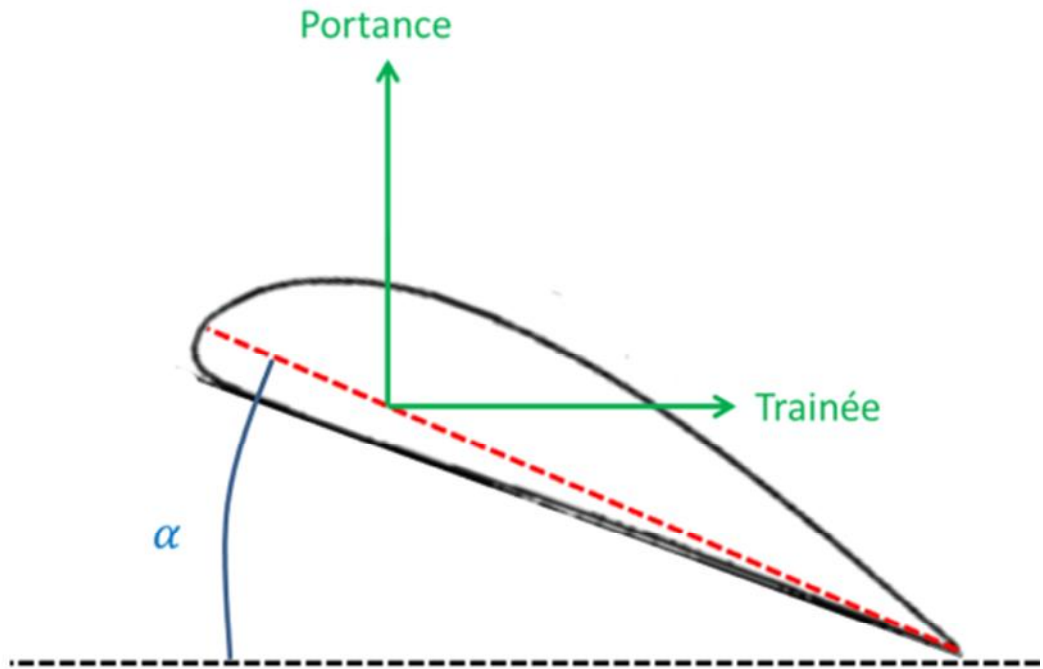


Figure I.4 : les forces qui agissent sur l'ail

I.3.4. Dérivation du modèle en utilisant l'approche de Lagrange-Euler

L'approche Lagrange-Euler est basée sur le concept de l'énergie cinétique et potentielle [5]:

$$\Gamma_i = \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial L}{\partial q_i} \quad (I.5)$$

$$L = T - V \quad (I.6)$$

q_i : Coordonnées généralisées $q_i = [x \ y \ z \ \varphi \ \theta \ \psi]^T$.

Γ_i : Forces généralisées donné par des forces non conservative.

T : Énergie cinétique totale.

V : Énergie potentielle totale.

L'énergie cinétique due à la translation est immédiatement:

$$E_{ct} = \frac{1}{2} m \dot{x}^2 + \frac{1}{2} m \dot{y}^2 + \frac{1}{2} m \dot{z}^2 \quad (I.7)$$

Comme nous l'avons indiqué dans l'hypothèse, nous supposons que la matrice d'inertie est diagonale et donc que les produits d'inertie sont nulles. L'énergie cinétique due à la rotation est:

$$E_{cr} = \frac{1}{2} I_{xx} \omega_x^2 + \frac{1}{2} I_{yy} \omega_y^2 + \frac{1}{2} I_{zz} \omega_z^2 \quad (I.8)$$

J : Matrice d'inertie symétrique de dimension (3x3), elle est donnée par :

$$J = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (I.9)$$

Où w_x, w_y, w_z sont les vitesses de rotation qui peuvent être exprimé en fonction du roulis, tangage et lacet ($\dot{\varphi}, \dot{\theta}, \psi$)

$$\begin{bmatrix} w_x \\ w_y \\ w_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\varphi} - \psi \sin\theta \\ \dot{\theta} \cos(\varphi) + \psi \sin(\varphi) \cos(\theta) \\ -\dot{\theta} \sin \varphi + \psi \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (I.10)$$

Cela conduit a l'énergie cinétique totale :

$$T = 1/2 (m\dot{x}^2 + m\dot{y}^2 + m\dot{z}^2 + I_{xx}w_x^2 + I_{yy}w_y^2 + I_{zz}w_z^2) \quad (I.12)$$

L'énergie potentiel est donné par :

$$V = -mgZ = -mg(-\sin(\theta)x + \sin(\varphi).\cos(\theta)y + \cos(\varphi).\cos(\theta)z) \quad (I.13)$$

Le lagrangien est:

$$L = T - V \quad (I.14)$$

Les équations de mouvement sont données par :

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{x}} \right) - \frac{\partial L}{\partial x} = F_x \quad \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{y}} \right) - \frac{\partial L}{\partial y} = F_y \quad \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{z}} \right) - \frac{\partial L}{\partial z} = F_z \quad (I.15)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\varphi}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \varphi} = \delta_\varphi \quad \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \theta} = \delta_\theta \quad \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\psi}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \psi} = \delta_\psi \quad (I.16)$$

Après calcul, nous obtenons les équations ci-dessus:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{x}} \right) - \frac{\partial L}{\partial x} = m\ddot{x} + mg \sin(\theta) \quad (I.17)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{y}} \right) - \frac{\partial L}{\partial y} = m\ddot{y} - mg \sin(\varphi).\cos(\theta) \quad (I.18)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{z}} \right) - \frac{\partial L}{\partial z} = m\ddot{z} - mg \cos(\varphi) \cos(\theta) \quad (1.19)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\varphi}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \varphi} = I_{xx} \dot{w}_x - (I_{yy} - I_{zz}) w_y w_z \quad (I.20)$$

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \theta} = & -\sin(\varphi) \left(\dot{w}_z I_{zz} - w_x w_y (I_{xx} - I_{yy}) \right) + \\ & + \cos(\varphi) \left(\dot{w}_y I_{yy} - w_x w_z (I_{zz} - I_{xx}) \right) \end{aligned} \quad (I.21)$$

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\psi}} \right) - \frac{\partial L}{\partial \psi} = & -\sin(\theta) \left(\dot{w}_x I_{xx} - w_y w_z (I_{yy} - I_{zz}) \right) + \\ & + \sin(\varphi) \cdot \cos(\theta) \left(\dot{w}_y I_{yy} - w_x w_z (I_{zz} - I_{xx}) \right) + \\ & + \cos(\varphi) \cos(\theta) \left(\dot{w}_z I_{zz} - w_x w_y (I_{xx} - I_{yy}) \right) \end{aligned} \quad (I.22)$$

Les forces et les moments proviennent de l'aérodynamique :

$$F_{tot} = F_p + \sum_{i=1}^7 F_{li} - F_{di} \quad (I.23)$$

$$M_{tot} = \sum_{i=1}^7 M_i + F_{li} \times r_i - F_{di} \times r_i \quad (I.24)$$

$$\text{Avec: } \begin{cases} F_p = f(\dot{x}, U_1) \\ F_{li} = C_{li} \frac{\rho}{2} S v^2 \\ F_{di} = C_{di} \frac{\rho}{2} S v^2 \\ M_i = C_{mi} \frac{\rho}{2} S v^2 \cdot \text{chord} \end{cases} \quad (I.25)$$

$$\begin{cases} [C_{l1} C_{d1} C_{m1}] = f(\alpha_i, U2) \\ [C_{li} C_{di} C_{mi}] = f(\alpha_i) \quad i = 2,3,4 \\ [C_{l5} C_{d5} C_{m5}] = f(\alpha_i, U3) \\ [C_{l6} C_{d6} C_{m6}] = f(\alpha_i, U4) \\ [C_{l7} C_{d7} C_{m7}] = f(\alpha_i, U5) \end{cases} \quad (I.26)$$

Avec :

ρ : la densité du fluide (air).

S : la surface de l'aile.

v : vitesse de vole (par rapport au fluide).

C_l : Coefficient de portance.

C_d : Coefficient de trainée.

C_m : Coefficient du moment.

U_1 à U_5 sont les entrées de commande: U_1 est la tension sur le moteur et U_2, U_3, U_4, U_5 sont respectivement la déviation de l'aileron gauche, l'aileron droit, la queue gauche et la queue droite.

I.4. Modèle final avec approximation de petit angle

En isolant l'accélération et en appliquant l'approximation de petit angle, où la vitesse de rotation en base solide est égale aux taux d'angles d'Euler, nous obtenons [5]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{x} = \frac{F_{tot,x}}{m} - g \sin(\theta) \\ \ddot{y} = \frac{F_{tot,y}}{m} + g \sin(\varphi) \cos(\theta) \\ \ddot{z} = \frac{F_{tot,z}}{m} + g \cos(\varphi) \cos(\theta) \\ \ddot{\varphi} = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \dot{\psi} \dot{\theta} + \frac{M_{tot,x}}{I_{xx}} \\ \ddot{\theta} = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \dot{\varphi} \dot{\psi} + \frac{M_{tot,y}}{I_{yy}} \\ \ddot{\psi} = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \dot{\varphi} \dot{\theta} + \frac{M_{tot,z}}{I_{zz}} \end{array} \right. \quad \left\{ \begin{array}{l} \ddot{x} = \frac{F_{tot,x}}{m} \\ \ddot{y} = \frac{F_{tot,y}}{m} \\ \ddot{z} = \frac{F_{tot,z}}{m} + g \\ \ddot{\varphi} = \frac{I_{yy} - I_{zz}}{I_{xx}} \psi \dot{\theta} + \frac{M_{tot,x}}{I_{xx}} \\ \ddot{\theta} = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}} \dot{\varphi} \psi + \frac{M_{tot,y}}{I_{yy}} \\ \ddot{\psi} = \frac{I_{xx} - I_{yy}}{I_{zz}} \dot{\varphi} \dot{\theta} + \frac{M_{tot,z}}{I_{zz}} \end{array} \right. \quad (I.29)$$

I.5. Conclusion

Nous avons constaté le long de ce chapitre que la dérivation du modèle mathématique de la dynamique du vole est une tache ardue.

Pour cela nous avons fait quelques approximations et hypothèses, par exemple nous avons omis l'influence de l'atmosphère sur le drone et nous avons uniquement développé le modèle dans une atmosphère calme, puisque notre objectif est la synthèse d'une loi de commande dans de telles conditions.

Chapitre III

*Application de la
commande flou à la
stabilisation d'un
drone*

III.1. Introduction

Nous avons présenté dans le chapitre précédent un algorithme de réduction de la base de règles floues intitulé Algorithme de YAM. Nous allons à présent présenter les graphes résultants avant et après réduction de la base de règles floues.

III.2. Schéma de simulation

Nous avons utilisé le model vu lors du chapitre précédent pour réaliser une simulation des régulateurs flous, l'originale et celui réduit en utilisant l'Algorithme de YAM.

Les simulations sont réaliser sous Matlab-Simulink, le schéma de simulation est donné comme suit :

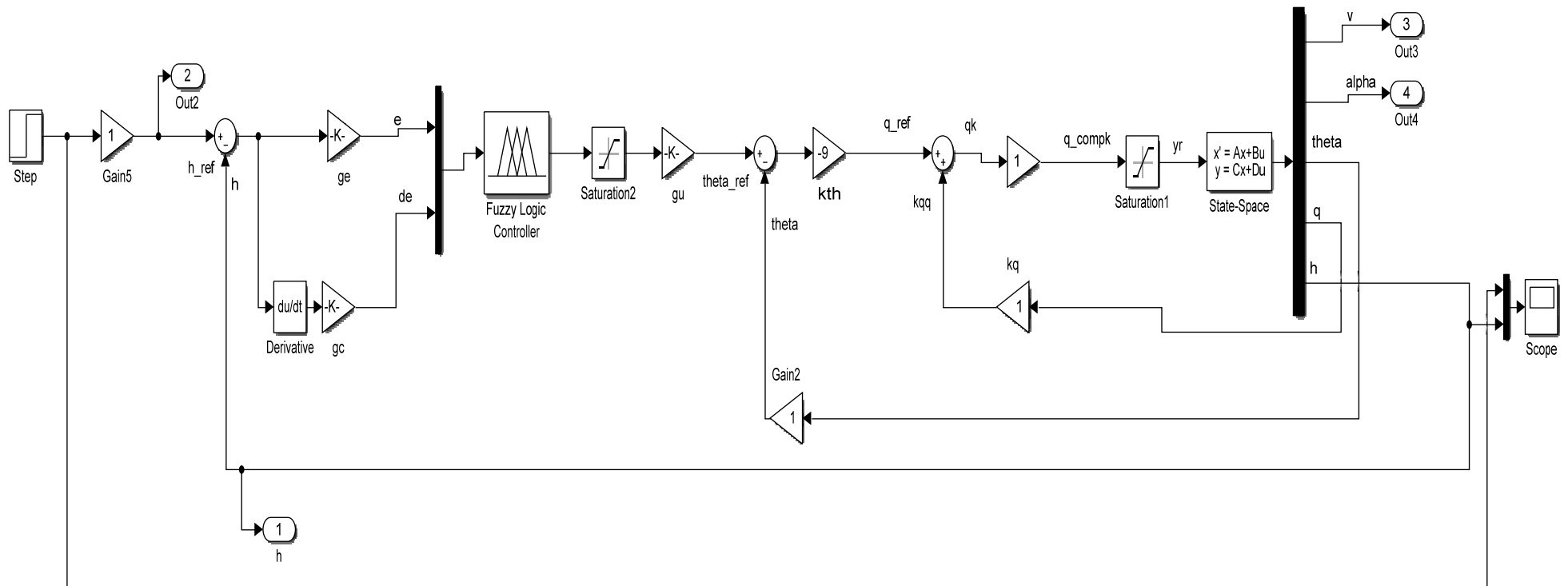


Figure III.1: Simulation Simulink de l'UAV en utilisant le régulateur flou.

III.3. Le modèle mathématique utilisé dans la simulation

Le modèle mathématique utilisé dans la simulation est donné par l'équation d'état suivante

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

$$y = Cx + Dx$$

Avec $\dot{x} = [\dot{x}_1 \quad \dot{x}_2 \quad \dot{x}_3 \quad \dot{x}_4 \quad \dot{x}_5]^T$ et $x = [x_1 \quad x_2 \quad x_3 \quad x_4 \quad x_5]^T$

$$A = \begin{bmatrix} -0.0345 & 5.9942 & -9.7764 & 0 & 0 \\ -0.0041 & -1.7565 & 0 & 0.9860 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0.0033 & -25.6814 & 0 & -2.1905 & 0 \\ 0 & -69.4444 & 69.4444 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B = \begin{bmatrix} 0.3576 \\ -0.1628 \\ 0 \\ -31.1037 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$D = 0_{5 \times 5}$$

III.4. Présentation des résultats

Les gains de normalisation choisis comme suit:

$g_e = 0.002$; gain de mise en échelle de l'erreur.

$g_{de} = 0.002$; gain de mise en échelle de la variation de l'erreur.

et enfin le gain de dénormalisation $g_u = 0.03$.

Dans ce qui suit nous présenterons les résultats de simulation avant et après réduction de la base de règles floues.

III.3.1. Vitesse de l'UAV

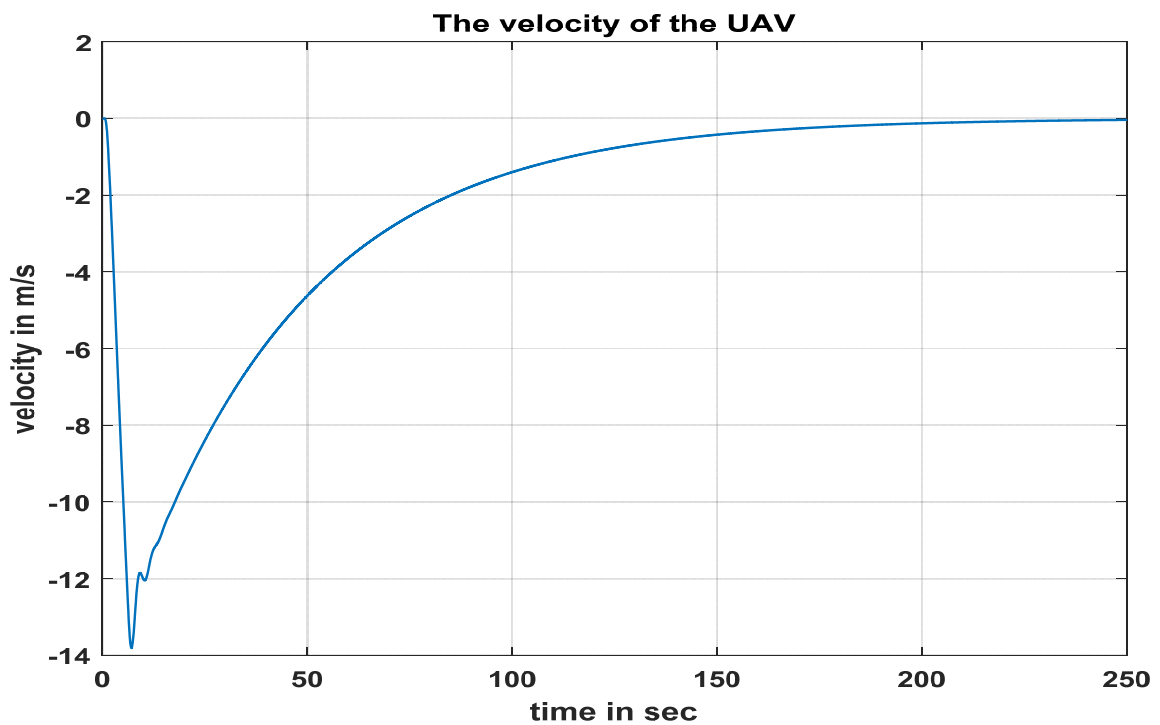


Figure III.2: La vitesse de l'UAV en utilisant le contrôleur flou de 11 MFs.

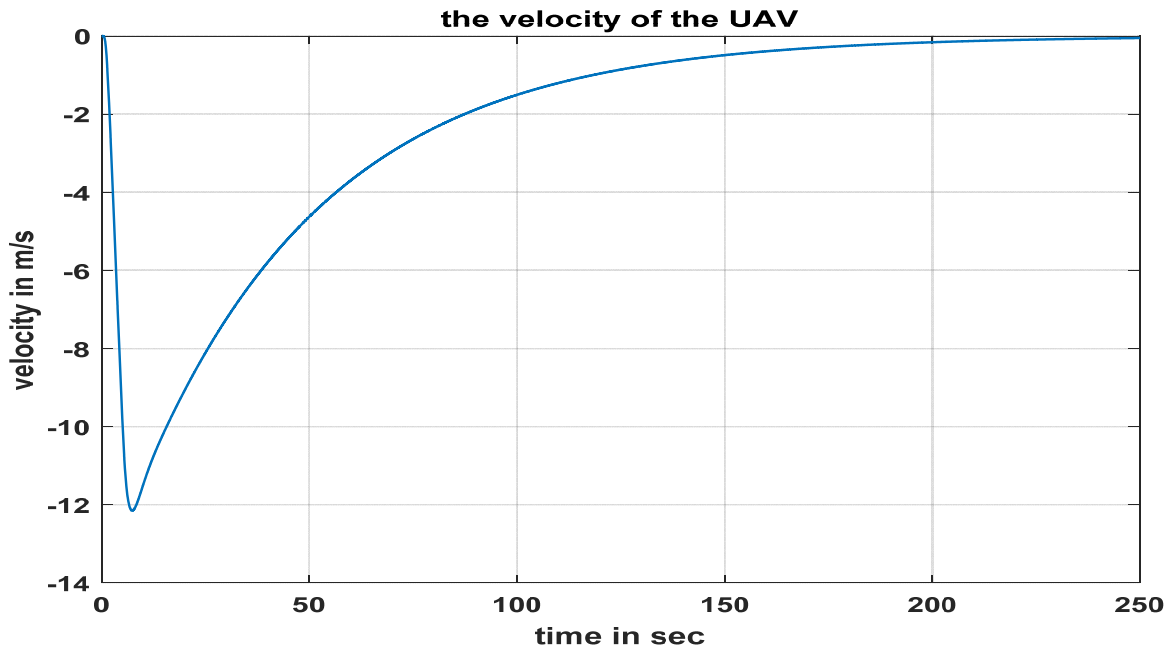


Figure III.3: La vitesse de l'UAV en utilisant le contrôleur flou de 3 MFs.

Interprétation N°01 (des figures III.2 et III.3)

Nous remarquons dans le premier graphe qui correspond à la vitesse du drone en utilisant le contrôleur flou de 11 MFs une diminution de la vitesse jusqu'à atteindre -14m/s et cela est dû à la décélération de l'UAV causée par le vent venant dans le sens contraire de la direction du vol qui empêche l'avion de prendre l'altitude, nous remarquons aussi de petites oscillations de la vitesse puis elle augmente jusqu'à son annulation à 230s .

Quant au deuxième résultat, nous donnons la même variable (vitesse) après réduction de la base de règle, nous pouvons remarquer que les performances obtenues avec 121 règles sont maintenues aussi avec 09 règles la vitesse diminue jusqu'à -12m/s à 10s et augmente jusqu'à annulation à 250s on remarque qu'il y a pas d'oscillations.

III.3.2. Angle d'attaque

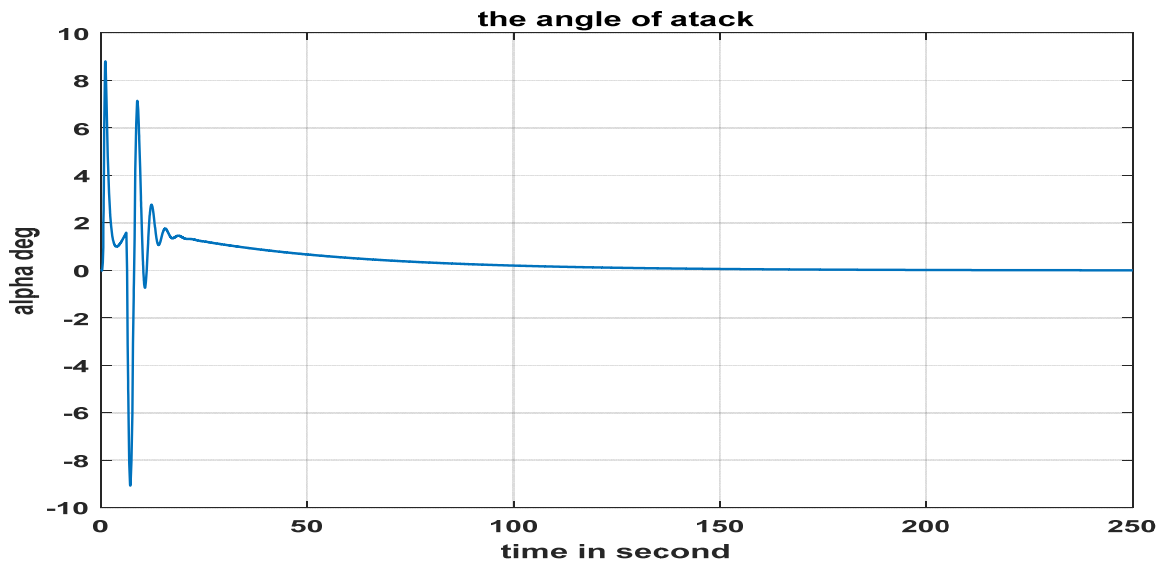


Figure III.4: L'angle d'attaque de l'UAV en utilisant le contrôleur flou de 11MFs

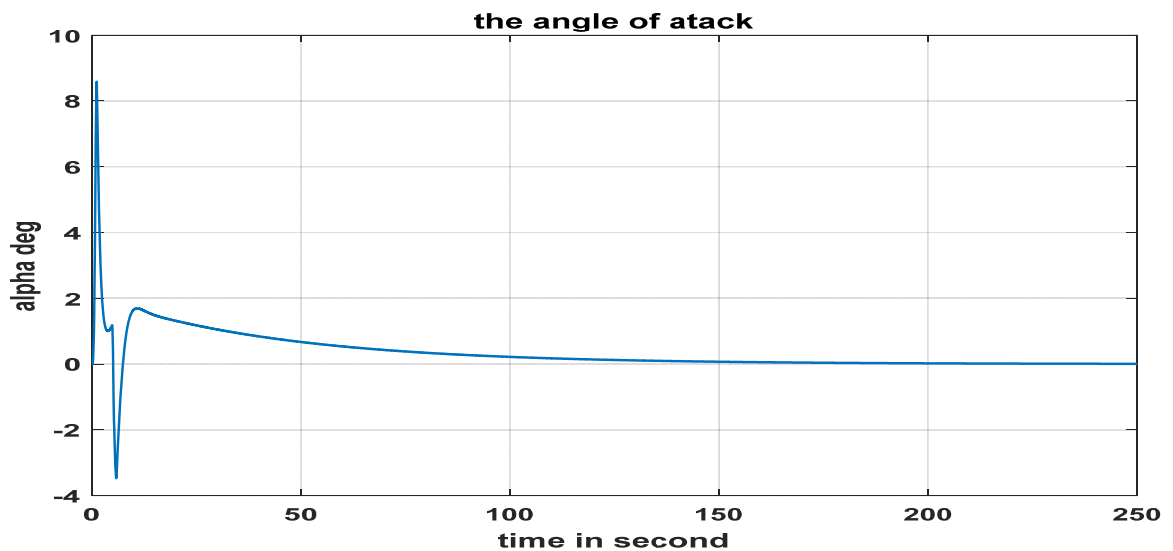


Figure III.5: L'angle d'attaque de l'UAV en utilisant le contrôleur flou de 3 MFs.

Interprétation N°02 (des figures III.4 et III.5)

Les figures ci-dessus correspondent à l'angle d'attaque de l'UAV qui représente l'angle α (Alpha) en fonction du temps, en utilisant un contrôleur flou avec 11 MFs et 3 MFs, au niveau du premier graphe on observe des oscillations qui varient de -9deg jusqu'à 9deg et s'annule à 120 sec, pour le deuxième graphe la variation de la vitesse du tangage varie de -3.5deg jusqu'à 8.5deg et s'annule à 120 sec, dans ce cas les oscillations diminuent.

D'où nous pouvons dire que $-3.5 < \alpha < 8.5$ implique que nous sommes loin de l'angle de décrochage.

III.3.3. Angle de tangage

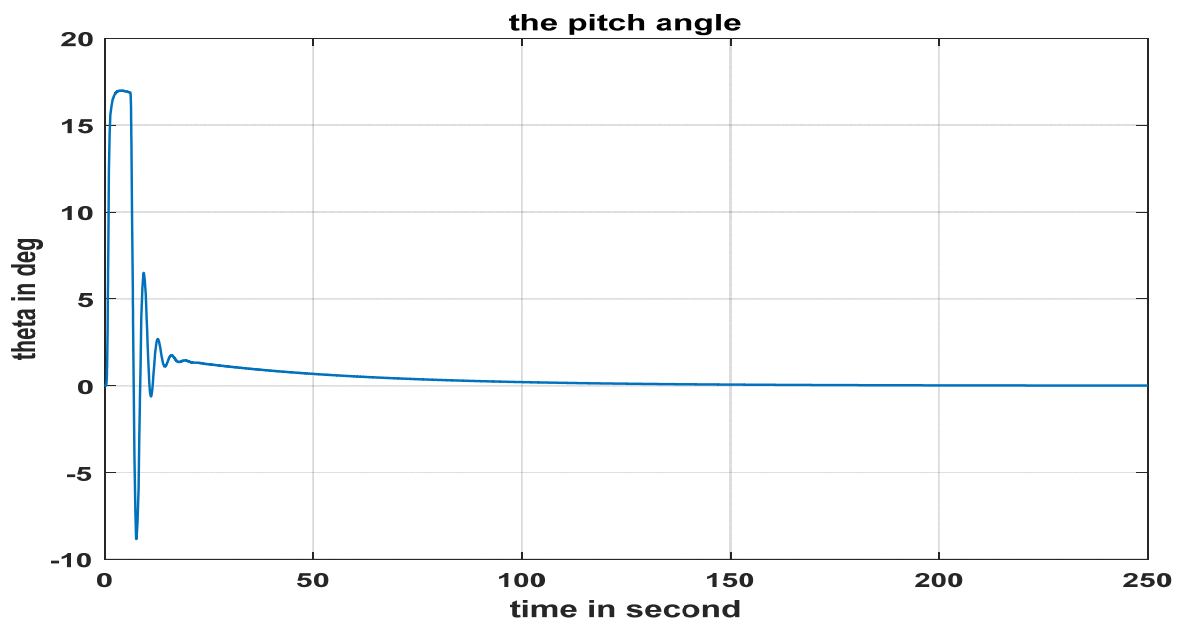


Figure III.6: L'angle de tangage de l'UAV en utilisant le contrôleur flou de 11MFs.

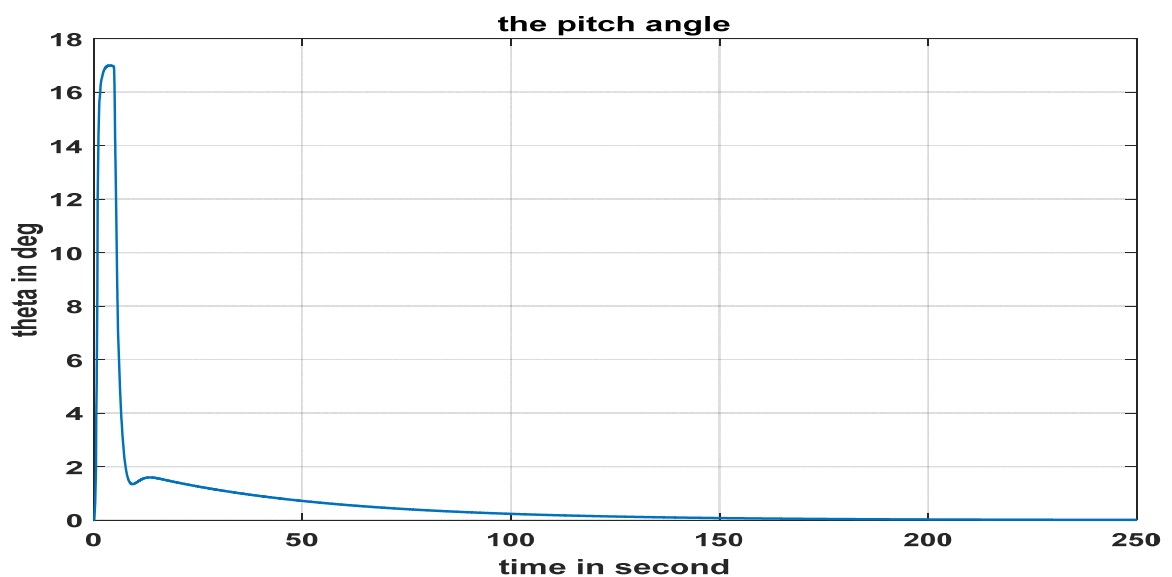


Figure III.7: L'angle de tangage de l'UAV en utilisant le contrôleur flou de 3 MFs.

Interprétation N°03 (des figures III.6 et III.7)

Les figures ci-dessus correspondent à l'angle de tangage (l'angle θ en fonction du temps) de l'UAV en utilisant les deux contrôleurs flous avec 11 MFs et 3 MFs, dans le premier graphe on

remarque des oscillations qui varient de -9deg jusqu'à 17deg et s'annule avant d'atteindre les 100 sec, par contre pour le deuxième graphe le système oscille une fois et la valeur atteinte est positive elle arrive a 17deg et il se stabilise à 125sec.

les oscillations sont positive elles varient de 0m/s jusqu'à 17m/s et se stabilise à 125sec, dans ce cas les oscillations diminues.

III.3.4.Taux de variation du tangage

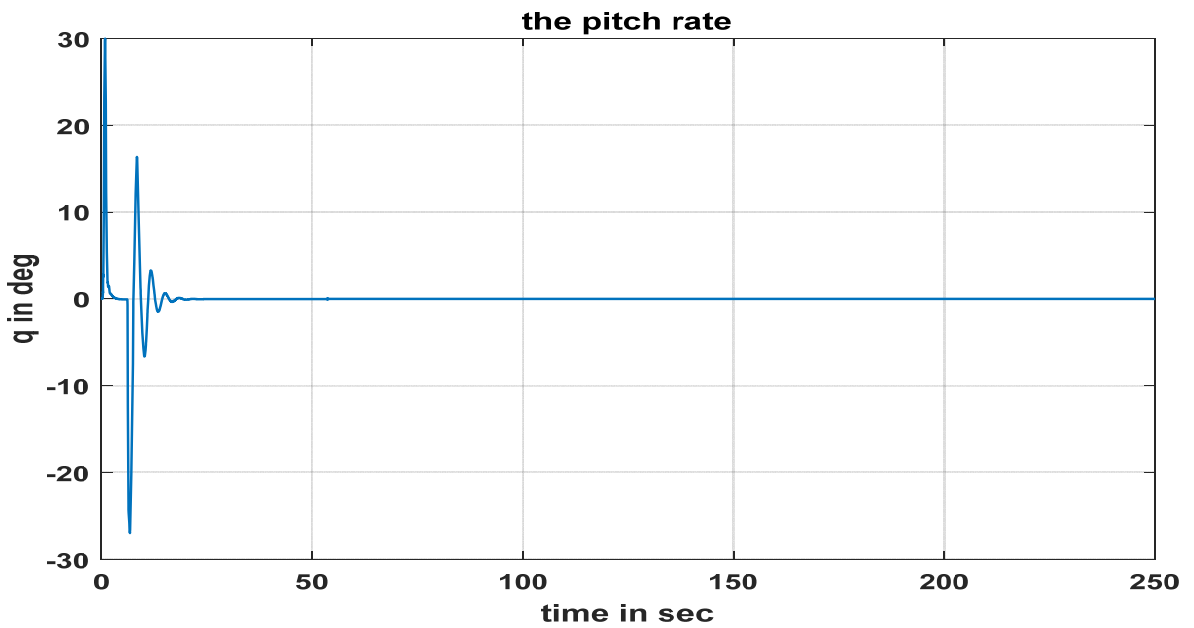


Figure III.8: pitch rate de l'UAV en utilisant le contrôleur flou de 11MFs.

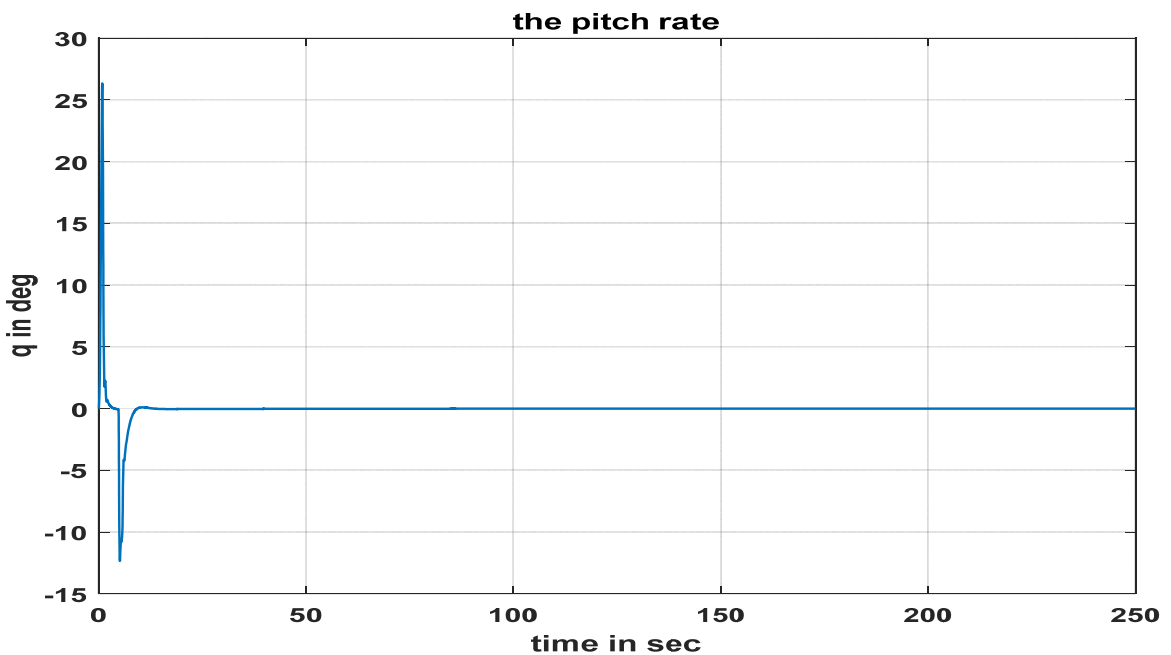


Figure III.9: pitch rate de l'UAV en utilisant le contrôleur flou de 3MFs.

Interprétation N°04 (des figures III.7 et III.8)

Les figures ci-dessus correspondent au taux de variation du tangage de l'UAV commandé par un contrôleur flou avec 11MFs et un autre avec 3MFs, le premier graphe présente des oscillations qui arrivent jusqu'à 30deg et -27deg et se stabilise à 23 sec, pour le deuxième graphe les oscillations varient de -12.5deg jusqu'à 28deg il se stabilise avant 20 sec, les oscillations diminues en utilisant 3MFs ce qui veut dire que le taux de variation se stabilise.

III.3.5. Altitude de l'UAV

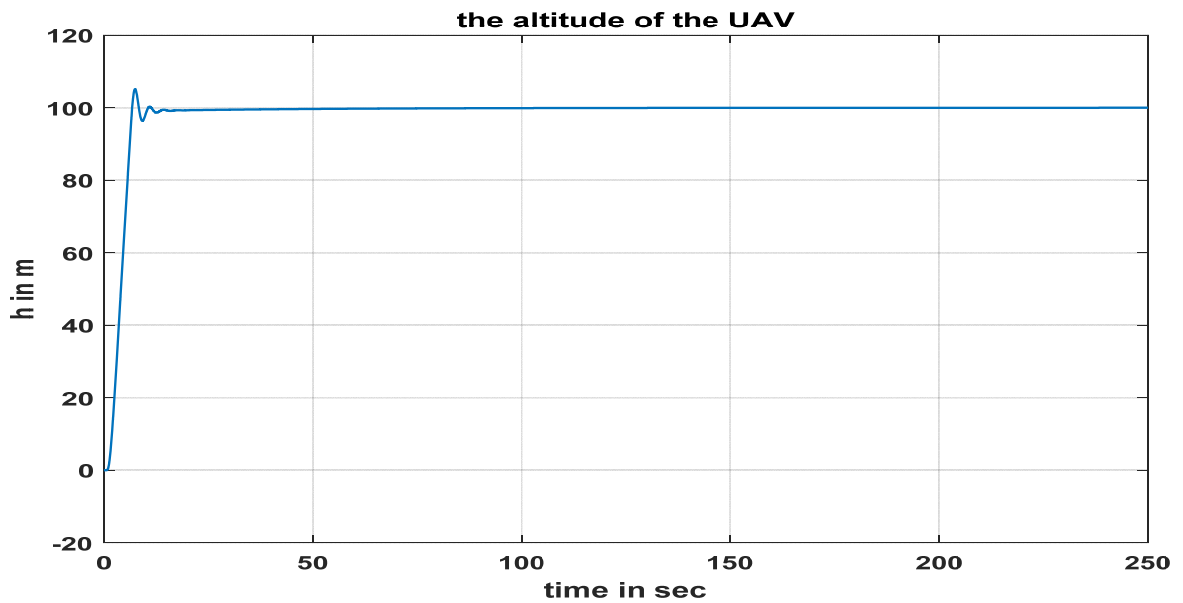


Figure III.10: L'altitude de l'UAV en utilisant le contrôleur flou de 3MFs.

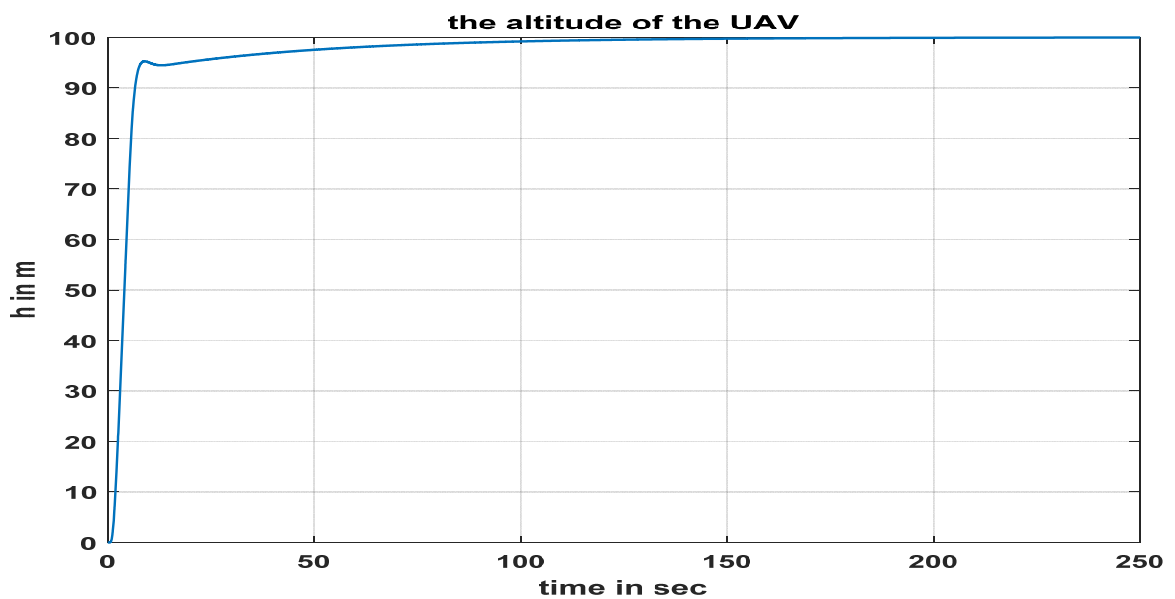


Figure III.11: L'altitude de l'UAV en utilisant le contrôleur flou de 3MFs.

Interprétation N°05

Le premier graphe correspond à l'altitude de l'UAV obtenue en utilisant le contrôleur flou à 11 MFs on voit que il y a un dépassement à 5sec et après le système se stabilise et atteint la consigne qui est 100 m a 25sec,

Nous observons que le système avec 11MFs présente quelques dépassements comparant au système avec 3MFs, mais le système a une réponse rapide par rapport au système exécuté avec 3MFs.

III.5. Conclusion

D'après les résultats observés dans les graphes ci-dessus nous constatons que le système répond mieux avec 3 fonctions d'appartenance comparant à 11 MFs

Ce qui implique que la réduction appliquée en utilisant l'algorithme de YAM améliore le comportement et les performances du système.

Pour les figures avec 11MFs nous observons que toutes les variables étudiées présente de bon temps de réponse, mais nous observons que le système présente des dépassements et des oscillations qui seront soit diminués soit éliminés avec la base réduite.

*Conclusion
générale*

Nous nous sommes intéressés dans ce mémoire, au problème de la réduction des MFs du contrôleur flou par l'algorithme de YAM.

Afin d'atteindre cet objectif, nous sommes passés par plusieurs étapes ;

D'abord, comme dans toute étude des systèmes dynamiques réels, une modélisation du système est développée en vue d'étudier sa stabilité.

A l'issue du premier chapitre nous avons pu aboutir à un modèle dynamique du système étudié grâce à l'étude des équations agissants sur ce système et en utilisant les équations de Lagrange-Euler qui décrivent la dynamique de translation et de rotation d'un corps rigide. Nous avons obtenu un modèle d'état non linéaire.

Lors du second chapitre nous avons présenté le principe de fonctionnement de commande par logique floue et la structure du régulateur de Mamdani, que nous avons utilisé dans notre système, enfin nous avons présenté l'algorithme que nous avons utilisé pour la réduction de la base de connaissance qui est l'algorithme de YAM.

Le troisième chapitre est porté sur l'application de la commande floue à la stabilisation d'un drone et pour cela nous avons réalisé une simulation et nous avons présenté le modèle Simulink qui nous a permis de réaliser plusieurs tests dont les résultats ont été observés et commentés. Enfin nous avons comparé les résultats obtenus en utilisant 11 MFs avec ceux obtenus avec 3 MFs, nous avons donc conclu que l'algorithme de YAM fait une bonne réduction et donne de meilleurs résultats en termes de rapidité par rapport à celui avant réduction.

- [1] P. Cazin, "La révolution des drones. Académie nationale de l'air et de l'espace", P87.n °25, 2004.
- [2] S. Bouabdallah, «Design and control of quadrotors with application to autonomous flying», école Polytechnique Fédérale de Lausanne, 2007.
- [3] C.A.Brioescu, "Small lightweight aircraft navigation in the presence of wind",Thèse présentée pour l'obtention du grade de Docteur de l'UTC(Université de Technologie de Compiègne),Spécialité : Laboratoire HEUDIASYC, Soutenue le 28 octobre 2013.
- [4] A. Noth, S. Bouabdallah and R. Siegwart, " Dynamic Modeling of Fixed-Wing UAVs", Autonomous Systems Laboratory ,*Version 2.0* 12/2006.
- [5] Robert F. Stengel, "Flight dynamics", Princeton University Press, 2004.
- [6] [http://www. Introduction a la logique flou.com](http://www.Introduction a la logique flou.com)
- [7] <http://www. Comparaison :logique floue et logique classique>
- [8] S. MERADI, «Conception d'un régulateur flou pour la commande vectorielle de la machine asynchrone», Mémoire de Fin D'étude Université Mohamed KHIDER de Biskra, 2007.
- [9] B. TOUAL "Modélisation et Commande Floue Optimisée d'une Génératrice à Double Alimentation, Application à un Système Eolien à Vitesse Variable", Université de Batna, 2010.
- [10] T. LAAMAYAD "Commande Optimale d'une Machine Asynchrone Apport de La Logique Floue", université de Batna, 2008.
- [11] MOKEDDEM Diab, «*Contrôle Flou des Processus Biotechnologiques à Base d'Algorithmes Génétiques*», thèse de doctorat, Université Ferhat Abbas DE SETIF, 2010.
- [12] [http://www. schneider-electric.com](http://www.schneider-electric.com)
- [13] Samir MERADI, « estimation des paramètres et des états de la machin asynchrone en vue du diagnostique des défauts rotorique », université de BISKRA 2007
- [14] Amieur Toufik, «*Commande des Systèmes Non Linéaires par Mode Glissant Flou*» Mémoire de Fin D'étude Université Mohamed KHEIDER Biskra, Algérie, 2009.
- [15]: Fazia BOUREHLA « la logique floue » université USTHB.

- [16] Y. Yam, *Member, IEEE*, P. Baranyi, and Chi-Tin Yang, "Reduction of Fuzzy Rule Base Via Singular Value Decomposition" *IEEE Transactions On Fuzzy Systems*, VOL. 7, NO. 2, APRIL 1999.
- [17] Y. Yam, "Fuzzy approximation via grid point sampling and singular value decomposition," *IEEE Trans. Syst., Man, Cybern.*, vol. 27, pp. 933–951, Dec. 1997.
- [18] J. O'Rourke, *Computational Geometry in C*. Cambridge, U.K.: Cambridge Univ. Press, 1994.
- [19] H. Edelsbrunner, *Algorithms in Combinatorial Geometry*. Berlin, Germany: Springer-Verlag, 1987.
- [20] <http://www.khayyam.developpez.com/articles/algo/genetic>
- [21] M.Oulmahdi, «*Algorithmes évolutionnaires dans les systèmes de parole*», thèse de doctorat, Université Abderrahmane Mira de Bejaïa, 2011.
- [22] Ouahib GUENOUNOU, «*Méthodologie de conception de contrôleurs intelligents par l'approche génétique- application à un bioprocédé* » thèse de doctorat, Université de Toulouse, 2009.
- [23] Radet Francois-Gérard, Souquet Amédée, «*ALGORITHMES GENETIQUES*», TE de fin d'année, Tutorat de Mr Philippe Audebaud, 2004.
- [24] Edmundo BONILLA HUERTA, «*Logique floue et algorithmes génétiques pour le pré-traitement de données de biopuces et la sélection de gènes*», thèse de doctorat, Ecole Doctorale Stim ,2008.
- [25] Holland, J. H. (1992). Genetic algorithms. *Scientific American*, July, 114–116.
- [26] M.Mokhtari et M.Marie, «*application de MATLAB 5 et SIMULINK 2*», édition springer, 1998.
- [27] Nadia Martaj, Mohand Mokhtari,«*MATLAB R2009,SIMULINK et STATEFLOW pour Ingénieurs, Chercheurs et Etudiants*», édition springer-Verlag Berlin Heidelberg 2010.